



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NOSNÉ SOUSTAVY KLUZÁKŮ

WING DESIGN OF THE GLIDERS

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

FRANTIŠEK LÖFFELMANN

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

doc. Ing. IVO JEBÁČEK, Ph.D.

BRNO 2012

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2011/12

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): František Löffelmann

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Strojní inženýrství (2301R016)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Nosné soustavy kluzáků

v anglickém jazyce:

Wing design of the gliders

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Obecně specifikujte nosné soustavy a uspořádejte jejich aerodynamické a geometrické parametry. Definiujte druhy a uspořádání nosných soustav a vymezte požadavky kladené na nosné soustavy kluzáků. Proveďte rozbor nosných soustav známých kluzáků a porovnejte je.

Cíle bakalářské práce:

Definice nosných soustav letounů, základní geometrické a aerodynamické charakteristiky křídel, požadavky na nosné soustavy kluzáků, rozbor nosných soustav používaných u kluzáků.

Seznam odborné literatury:

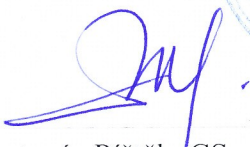
- [1]Čalkovský A., Pávek J.: Konstrukce a pevnost letadel I., Brno, 1986
[2]Píštěk A., Grégr O., Kahánek V., Böhm R.: Pevnost a životnost letadel, Brno, 1987

Vedoucí bakalářské práce: doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2011/12.

V Brně, dne 21.11.2011




prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.
Ředitel ústavu


prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan

Abstrakt

Práce pojednává o vlivu geometrických charakteristik na aerodynamické vlastnosti křídel v obecném smyslu, zatížení konstrukce křídla a popisuje typická konstrukční řešení křídel. Dále jsou uvedeny základní požadavky na kluzáky dle předpisu CS-22. Následně jsou popisovány kompozitní konstrukce a je nastíněn postup jejich návrhu. Popsány jsou nosné soustavy dvou rozdílných současných vysokovýkonných větroňů (Schleicher ASW 22, SZD 56-2 Diana-2). Nakonec jsou porovnány moderní kluzáky, jejich výkony a na tomto základě jsou srovnány výkony 15metrové třídy a 18metrové třídy.

Abstrakt

Thesis treats influences of geometrical characteristics on aerodynamic wing properties generally meaning, wing construction load and describes typical wing design. Next there are introduced basic requirements on gliders, according to regulation CS-22. Consequently there are described composite structures and there is sketched their design. There are described wings of two different present high-performance sail-planes (Schleicher ASW 22, SZD56-2 Diana-2). Finally there are compared modern gliders, their performances and on this basic there are compared performances of 15-metre Class and 18-metre Class.

Klíčová slova

kluzák, větroň, nosná soustava, křídlo, aerodynamika, zatížení, konstrukce

Keywords

glider, sailplane, wing, aerodynamics, load, construction

Bibliografická citace

LÖFFELMANN, F. *Nosné soustavy kluzáků*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2012. 65 s. Vedoucí bakalářské práce doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.

Prohlášení o původnosti práce

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně pod vedením vedoucího doc. Ing. Ivo Jebáčka, Ph.D. s použitím literárních zdrojů uvedených v seznamu použitých zdrojů.

V Brně dne

.....

podpis

Poděkování

Rád bych poděkoval svému vedoucímu práce za konzultace, dále pak děkuji panu Stibůrkovi za fotografie umístěné na poslední straně přílohy. Můj dík patří také rodičům za dlouhodobou podporu během studia.

Obsah

1. Úvod.....	10
2. Aerodynamika nosných soustav.....	11
2.1. Profil[1][2].....	11
2.1.1. Geometrické charakteristiky profilu.....	11
2.2. Aerodynamické síly a momenty.....	11
2.2.1. Momentová čára.....	13
2.2.2. Vztlak.....	13
2.2.3. Odpor.....	14
2.3. Druhy profilů.....	14
2.3.1. Klasické profily.....	14
2.3.2. Laminární profily.....	14
2.3.3. Symetrické profily.....	14
2.3.4. Autostabilní profily.....	15
2.4. Křídlo.....	15
2.4.1. Geometrické charakteristiky křídla.....	15
2.4.2. Vliv vzepětí.....	16
2.4.3. Vliv úhlu šípů.....	16
2.4.4. Vztlak křídla.....	16
2.4.5. Odpor křídla.....	17
2.4.6. Prostředky pro snížení indukovaného odporu.....	18
2.4.7. Klopivý moment.....	18
2.4.8. Půdorysné tvary křídel.....	18
2.4.9. Zkroucení křídla.....	19
2.4.10. Prostředky pro zvýšení vztlaku.....	20
2.4.11. Ovlivnění křídla a blízkých těles.....	21
2.4.12. Interference křídla a trupu.....	22
2.4.13. Vliv blízkosti země.....	22
3. Zatížení letounu.....	23
3.1. Obálky zatížení.....	23
3.2. Násobek zatížení.....	25
3.3. Zatížení křídla.....	26
3.4. Součinitel bezpečnosti.....	28
4. Základní konstrukce křídla.....	29
4.1. Obecné dělení konstrukcí křídla.....	29
4.2. Popis konstrukcí.....	29
4.3. Žebra.....	31
5. Předpisové požadavky na kluzáky.....	33
5.1. Konstrukce.....	33
5.2. Letové obálky.....	33
5.2.1. Rychlosti.....	35
5.3. Prvky nosné soustavy.....	35
5.3.1. Aerodynamické brzdy.....	35
5.3.2. Křidélka.....	36
5.3.3. Winglety.....	36
5.3.4. Vodní zátěž.....	36
6. Kompozitní konstrukce.....	37
6.1. Struktura.....	37
6.2. Postup konstrukčního návrhu.....	37
6.3. Únavové poškození.....	38
6.4. Spoje a konstrukce křídla.....	40

6.5.Výroba.....	40
7.Prvky charakteristické pro kluzáky.....	41
7.1.Rychlostní polára.....	41
7.2.Klapka na odtokové hraně.....	42
7.3.Aerodynamické brzdy.....	42
7.4.Turbulátory.....	43
8.Rozbor a srovnání vybraných nosných soustav.....	44
8.1.Příklady vysokovýkonných větroňů.....	44
8.1.1.Schleicher ASW 22.....	44
8.1.2.SZD 56-2 Diana-2.....	44
8.2.Rozbor základních parametrů moderních kluzáků.....	46
8.2.1.Vstupní data.....	46
8.2.2.Srovnání.....	46
9.Závěr.....	48
10.Seznam použitých zkratek a symbolů.....	52
11.Seznam příloh.....	54

1. Úvod

Primárním úkolem nosných soustav všech letounů je zajištění dostatečného vztlaku, potřebného k uskutečnění letu. Nicméně nosná soustava vytváří zvláště při vyšších úhlech náběhu (odpovídajících pomalejším režimům letu daného letounu) většinu odporu celého letounu a zásadním způsobem se podílí také na letových vlastnostech, proto má porozumění této tematice nezastupitelný vliv při návrhu všech letounů. U kluzáků je navíc kladen vyšší důraz na aerodynamickou čistotu, na které se nosné soustavy významně podílejí. Z těchto důvodů je 2. kapitola týkající se aerodynamiky poměrně široká a zabývá se nosnými soustavami na obecné úrovni. Třetí kapitola, pojednávající o zatížení, tvoří obecný úvod k obálkám zatížení a postupu určování zatížení konstrukce. Kapitola o klasických konstrukcích již částečně odkazuje na konstrukce starších kluzáků. Samotným kluzákům je pak věnována zbývající část práce. Pro názornost jsou pak rozebrány konstrukce křídel vybraných větroňů a výkony z dalšího souboru dat moderních kluzáků.

2. Aerodynamika nosných soustav

2.1. Profil

[3] definuje profil jako uzavřenou rovinnou křivku vznikající řezem křídla rovinou kolmou k ose y letadlové souřadnicové soustavy (obr. 3).

2.1.1. Geometrické charakteristiky profilu

Tětiva profilu – spojnice náběžného a odtokového bodu,

Střední křivka – čára spojující středy kružnic vepsaných do obrysu profilu,

f – maximální prohnutí střední křivky,

x_f – poloha maximálního prohnutí střední křivky profilu,

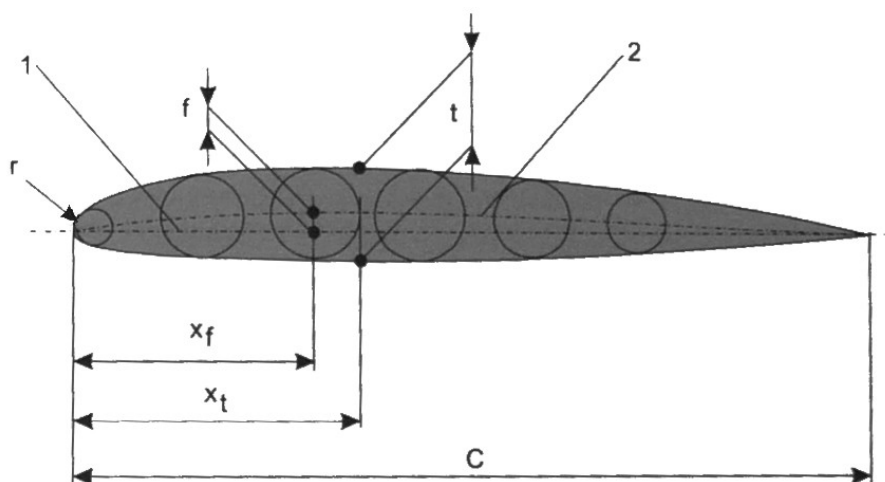
t_{\max} – maximální tloušťka profilu,

x_t – poloha max. tloušťky,

r – poloměr náběžné hrany,

τ – úhel odtokové hrany,

c – hloubka profilu.



Obr. 1: Geometrické charakteristiky profilu, 1 – tětiva, 2 – střední křivka, [4]

2.2. Aerodynamické síly a momenty

[3] s. 76 odvozuje vztah pro aerodynamickou sílu vhodný pro praktické využití na základě dimenzionální analýzy veličin, které mají v tomto směru zjevný vliv. Vztah pro výslednou aerodynamickou sílu je tedy

$$R = c_R \cdot \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 \cdot S = c_R \cdot q \cdot S ,$$

kde

c_R – součinitel výsledné aerodynamické síly,

S – vztažná plocha,

q – dynamický tlak,

ρ – hustota vzduchu,

v_∞ – rychlost nenarušeného proudu.

Rozepsáním do kolmých složek se získá vztlak L (v ose z_a , tzn. kolmý na směr rychlosti nenarušeného proudu), odpor D (v ose x_a , tzn. ve směru nenarušeného proudu), případně bočná síla zde označená Y (v ose y_a) s příslušnými součiniteli vztlaku, odporu, případně bočné síly:

$$L = c_L \cdot \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 S ,$$

$$D = c_D \cdot \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 S ,$$

$$Y = c_y \cdot \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 S .$$

Vztlak, odpor a bočná síla jsou definovány v aerodynamické souřadné soustavě, protože závisí na úhlu náběhu α a úhlu vybočení β .

Využitím příslušného součinitele momentu a vynásobením charakteristickým rozměrem – rozpětím křídla b , respektive hloubkou křídla c – se získají:

klonivý moment M_x zatáčivý moment M_z , respektive klopivý moment M_y ¹

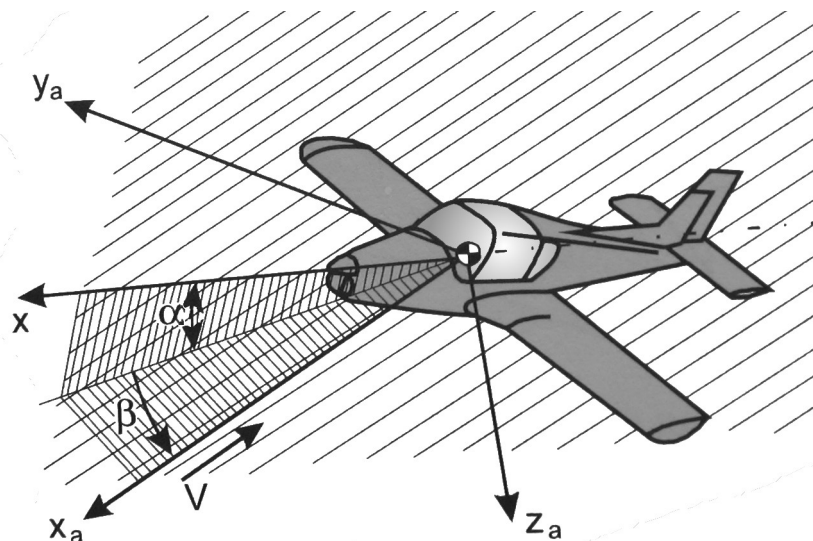
$$M_x = c_{mx} \cdot \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 S \cdot b ,$$

$$M_z = c_{mz} \cdot \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 S \cdot b ,$$

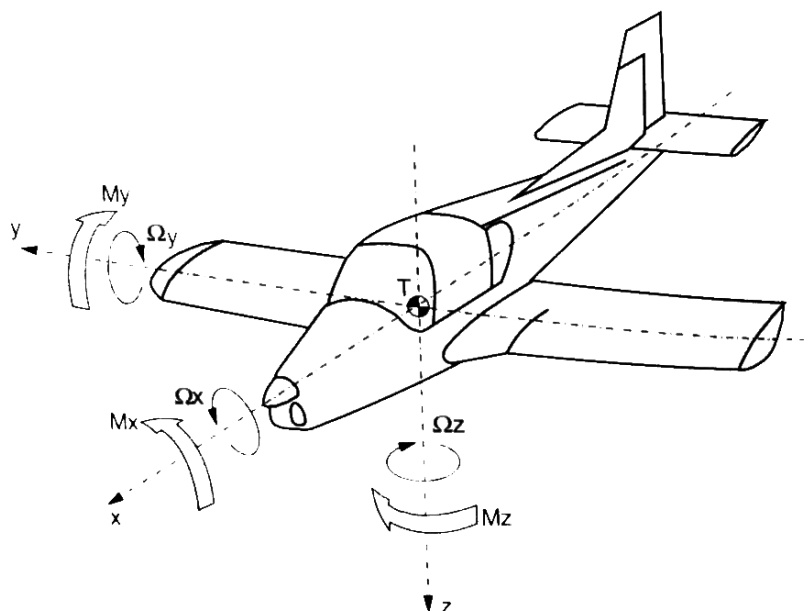
respektive

$$M_y = c_{my} \cdot \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 S \cdot c \quad (\text{při uvažování samotného profilu značený jen M se součinitelem } c_m).$$

V mechanice letu se momenty uvažují vzhledem k letadlové souřadnicové soustavě.



Obr. 2: Aerodynamická souřadnicová soustava, [4]

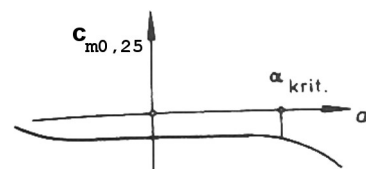


Obr. 3: Znázornění smyslu momentů v letadlové souřadnicové soustavě, [4]

¹ Použité značení je převzato z Učebnice pilota 2006 [4], ale norma Letectví a kosmonautika – Terminologie [5] v části „Příloha A (informativní)“, obr. A.17 značí klopivý moment písmenem M, klonivý L a zatáčivý N.

2.2.1. Momentová čára

Momentová čára vyjadřuje závislost součinitele momentu c_m na úhlu náběhu α . Obvykle se pracuje se součinitelem momentu vztaženým ke čtvrtinovému bodu tětiny profilu (tedy v 25 % hloubky profilu) $c_{m0,25}$, který je pro malé úhly náběhu přibližně konstantní. Přesněji by bylo možné hovořit o aerodynamickém středu (AS) profilu, pro který je charakteristický konstantní součinitel momentu c_{mAS} , ale pro který již obecně neplatí, že leží v 25 % hloubky profilu.



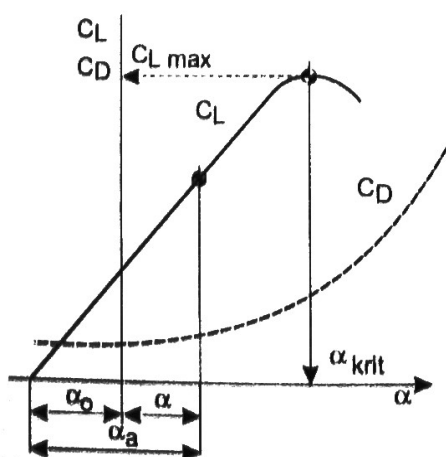
Obr. 4: Obvyklý průběh součinitele momentu ke čtvrtinovému bodu tětiny profilu, [3]

2.2.2. Vztlak

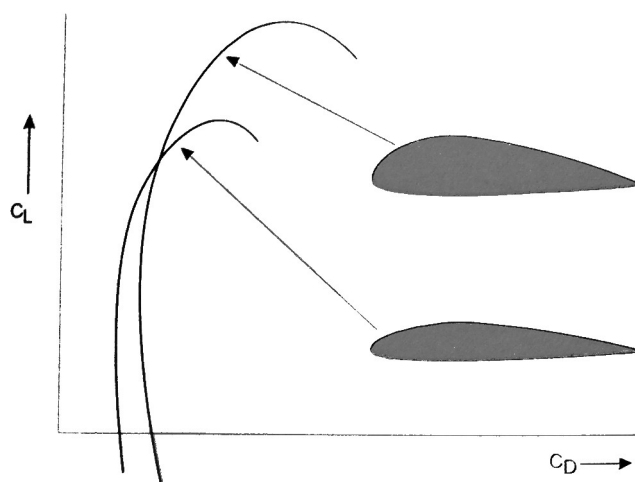
Vztlaková čára vyjadřuje závislost součinitele vztlaku c_L na úhlu náběhu α . Vztlaková čára je při malých úhlech náběhu přibližně lineární z důvodu nízkého odporu (to odpovídá teorii ideálního proudění, které v sobě nezahrnuje vliv viskozity, tedy nezahrnuje ani tření), úplav a mezní vrstva jsou v této oblasti tenké. Při rostoucích úhlech náběhu se začíná proudění na horní straně od odtokové hrany odtrhávat a stoupání vztlakové čáry se zmenšuje. Po překročení kritického úhlu náběhu již součinitel vztlaku klesá – proud je již odtržen na horní straně blízko za náběžnou hranou.

Maximální vztlak je ovlivněn:

- Reynoldsovým číslem – při vyšších Re dříve přechází proudění z laminárního do turbulentního, a protože turbulentní mezní vrstva je méně náchylná na odtržení, tak dosažený maximální součinitel vztlaku c_{Lmax} je vyšší.
- geometrickými charakteristikami profilu – větší prohnutí střední křivky způsobí vzrůst c_{Lmax} . Profily s polohou maximálního prohnutí posunutou více dozadu vykazují pozvolnější ztrátu součinitele vztlaku při překročení kritického úhlu náběhu α_{krit} . Nejvyšších hodnot c_{Lmax} dosahují profily s tloušťkou okolo 12 %. Zmenšování poloměru náběžné hrany způsobuje dřívější odtržení z důvodu posunutí bodu maximálního sání dopředu. Zmenšování úhlu odtokové hrany τ sníží úhel stoupání vztlakové čáry z důvodu zvětšování tloušťky úplavu a mezní vrstvy.



Obr. 6: Vztlaková a odporová čára, [4]



Obr. 5: Aerodynamická polára profilů s různou tloušťkou, [4]

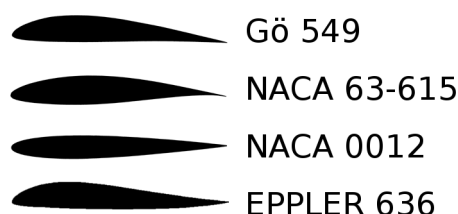
2.2.3. Odpor

Odporová čára vyjadřuje závislost součinitele odporu c_D na úhlu náběhu α .

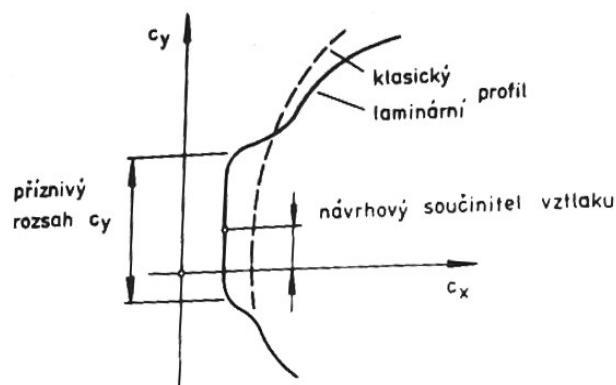
Aerodynamický odpor lze rozdělit na dvě základní složky:

- třecí – dán především poměrem laminárního a turbulentního proudění.
- tlakový (tvarový) – dán rozdílem tlaků před a za tělesem. V úplavu jsou částice zbrzděné.

Celkový odpor se získá součtem třecího a tlakového.



Obr. 8: Příklady profilů: klasický, laminární, symetrický a autostabilní, [6],[7]



Obr. 7: Aerodynamická polára laminárního profilu, [3]

2.3. Druhy profilů

2.3.1. Klasické profily

Klasické profily se vyznačují jednoduchým prohnutím střední křivky. Maximální tloušťka se pohybuje okolo 8-10 % a nachází se zhruba v 30 % hloubky profilu. Tyto profily jsou vhodné zejména pro nízké nebo velmi nízké rychlosti (např. je mají některá ultralehká letadla).

2.3.2. Laminární profily

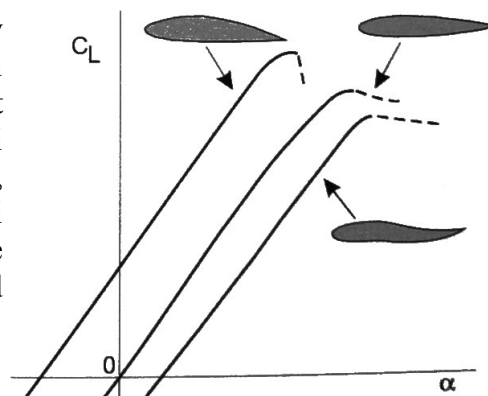
Vyvíjeny byly v období před druhou světovou válkou a během ní. Cílem bylo snížení spotřeby paliva nutné k dosažení většího doletu. Byla vyvíjena snaha o snížení součinitele odporu profilu při cestovním režimu letu – tedy při relativně nízkém součiniteli vztlaku. Laminární profily mají polohu maximální tloušťky ve 30 až 70 % hloubky. Využívají toho, že záporný tlakový gradient napomáhá k udržení laminární mezní vrstvy i v místech s nadkritickým Reynoldsovým číslem, kde by již jinak přešlo proudění do turbulentního. Důsledkem je snížení třecího odporu, které se na aerodynamické poláře projeví jako „laminární boule“, která vymezuje oblast, kde má laminární profil výhodnější vlastnosti nežli klasický profil. Při vyšších úhlech náběhu může mít naopak lepší odporové vlastnosti klasický profil. Laminární profily jsou také citlivější na znečištění povrchu v místech náběžné hrany, protože drobné nerovnosti povrchu způsobují předčasný přechod do turbulentní mezní vrstvy, který s sebou nese zvýšení odporu.

2.3.3. Symetrické profily

Střední křivka je totožná s tětivou. Tato vlastnost znamená, že profil vykazuje stejné vlastnosti při kladných i záporných úhlech náběhu, což je předurčuje k využití u ocasních ploch a u křídel akrobatických letadel. Symetrické profily patří do skupiny indiferentních profilů, což znamená, že při změně úhlu náběhu se nemění působíště jejich vztlaku.

2.3.4. Autostabilní profily

Díky dvojitému (esovitému) prohnutí jejich střední křivky mají tu vlastnost, že při změně úhlu náběhu se posune jejich působíště vztlaku tak, že vznikne stabilizující moment snažící se úhel náběhu vrátit do původní polohy. Např. při zvýšení úhlu náběhu se působíště vztlaku posune dozadu, což vyvolá klopivý moment, klopící profil dopředu. Naproti tomu profily s jednoduchým prohnutím střední křivky se chovají přesně opačně a jsou tedy (na rozdíl od autostabilních profilů) nestabilní.



Obr. 9: Vztlakové čáry profilů s různým prohnutím střední křivky – klasický, symetrický a autostabilní, [4]

2.4. Křídlo

[1] uvádí, že křídlo jako nosná plocha letounu je ploché těleso, jehož povrch je dán rozložením profilů.

2.4.1. Geometrické charakteristiky křídla

Plocha křídla je určena integrálem hloubky profilu podél celého rozpětí b

$$S = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} c(z) dz$$

Zúžení křídla je poměr mezi hloubkou koncového c_1 a kořenového profilu c_0

$$\lambda = \frac{c_1}{c_0}$$

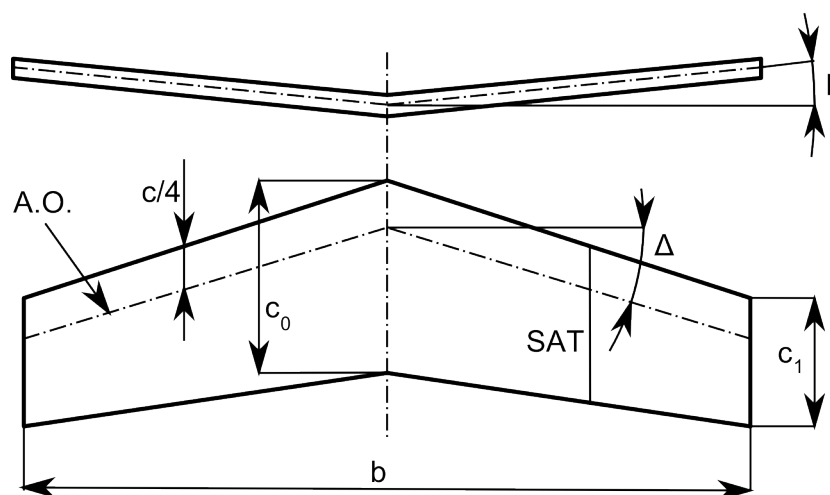
Štíhlost křídla udává poměr mezi rozpětím křídla b a střední geometrickou tětvou $c_s = S / b$

$$AR = \frac{b}{c_s} = \frac{b^2}{S}$$

Křídla běžných letadel mají štíhlost v rozmezí mezi 5 a 10, ale výkonné větroně přes 20.

Δ – úhel šípu, u nízkorychlostních letadel se pohybuje okolo nuly,

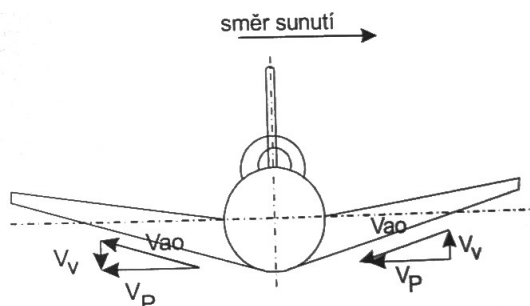
Γ – úhel vzepětí křídla – může být tak jako úhel šípu kladný nebo záporný.



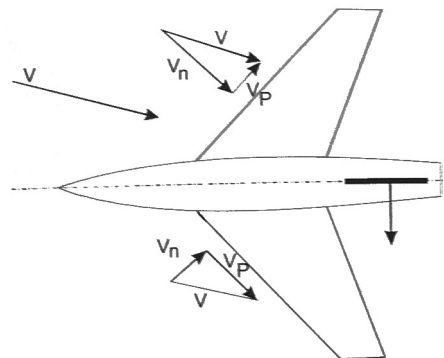
Obr. 10: Geometrické charakteristiky křídla, [4]

2.4.2. Vliv vzepětí

Při ofukování křídla s kladným vzepětím z boku je možno boční složku rychlosti v_p rozložit do směru rovnoběžného s plochou křídla v_{ao} a do směru svislého v_v – tato složka způsobí zvětšení úhlu náběhu na návětrném křídle spojeným se vzrůstem vztlaku. Naopak ke snížení vztlaku dojde na závětrném křídle, čímž vzniká stabilizující klonivý moment ve směru boční složky proudu. U letadla se záporným vzepětím by vznikala destabilizující moment.



Obr. 12: Vliv vzepětí při vybočení, [4]

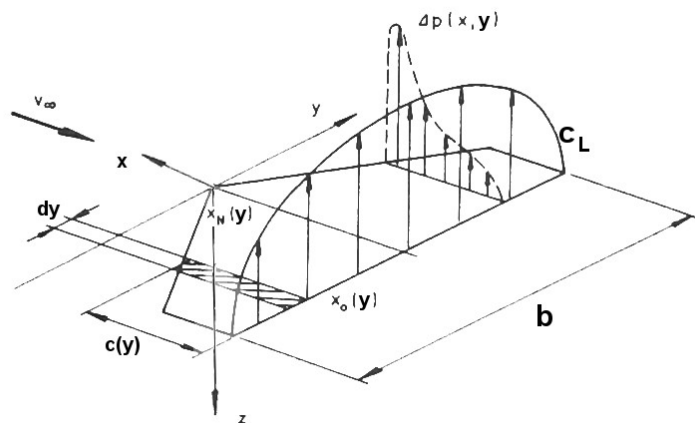


Obr. 11: Vliv úhlu šípu při vybočení, [4]

2.4.3. Vliv úhlu šípu

U letadla s kladným úhlem šípu křídla je složka rychlosti kolmá na křídlo v_n větší na návětrném křídle, takže zde působí také větší vztlak. Tím vzniká stabilizující moment klonící letadlo proti směru nabíhajícího proudu. Naopak v případě záporného úhlu šípu by vznikala destabilizující moment.

2.4.4. Vztlak křídla



Obr. 13: Rozložení součinitele vztlaku podél rozpětí c_L , [3]

Z fyzikálního hlediska je vztlak na křídle dán rozdílem tlaků na spodní a horní straně profilu. Takže celkový vztlak křídla je určen součinem dynamického tlaku $\frac{1}{2} \rho v_\infty^2$ a integrací rozdílu místního tlakového součinitele spodní a horní strany profilu $\Delta c_p(x, y)$ přes celou plochu křídla

$$L = \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \int_{x_0}^{x_N} \Delta c_p(x, y) dx dy ,$$

$b/2$ je tedy polorozpětí křídla a x_0, x_N udávají souřadnice odtokové a náběžné hrany.

Jestliže $\Delta c_p(x, y)$ nahradíme místním součinitelem vztlaku vynásobeným hloubkou profilu v daném místě $c_L c(y)$, dostaneme

$$L = \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} c_L c(y) dy \quad .$$

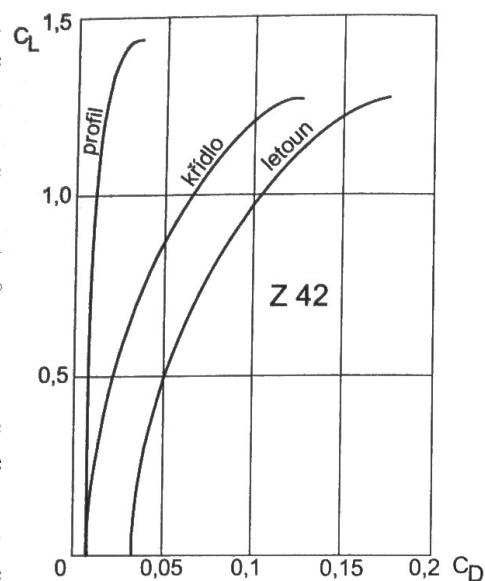
2.4.5. Odpor křídla

Odpor křídla se skládá z profilového odporu zmíněného výše a z indukovaného odporu. Na rozdíl od proudění okolo profilu se u křídla podstatně projevuje jeho konečné rozpětí. Na křídle se snižuje od kořene ke koncové hraně křídla tlakový rozdíl horní a spodní plochy vlivem vyrovnávání tlaku na koncové hraně křídla. Tím vzniká indukovaná rychlost (projevující se nejvíce na konci křídla, kde vytváří vír), takže jednotlivé profily se chovají jako by byly obtékány pod efektivním úhlem náběhu. Ten je určen úhlem náběhu profilu α_∞ sníženým o tzv. indukovaný úhel náběhu α_i .

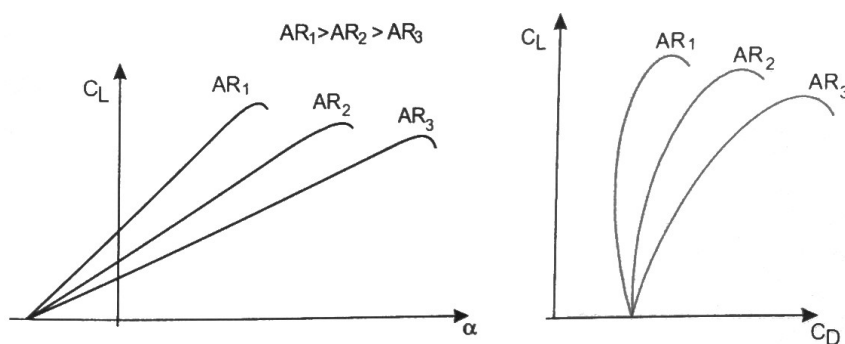
$$\alpha_{ef} = \alpha_\infty - \alpha_i$$

Vlivem sklonění nabíhajícího proudu by došlo také ke sklonění vektoru vztlaku o úhel α_i , ale v praxi se uvažuje složka tohoto „vztlaku“ rovnoběžná se směrem nabíhajícího proudu jako indukovaný odpor. Součinitel indukovaného odporu c_{Di} závisí na druhé mocnině součinitele vztlaku c_L a je nepřímo úměrný štíhlosti AR

$$c_{Di} \sim \frac{c_L^2}{AR} \quad .$$



Obr. 14: Srovnání Aerodynamické poláry profilu, křídla a celého letounu Z-43, [4]



Obr. 15: Srovnání vztlakové čáry a aerodynamické poláry křídel s různou štíhlostí AR , [4]

Takže profil můžeme uvažovat jako křídlo s nekonečnou štíhlostí $AR = \infty$, které má tudíž nulový indukovaný odpor.

2.4.6. Prostředky pro snížení indukovaného odporu

Principiálně se jedná o konstrukční prvky, které tvoří překážku pro proudění na konci křídla z dolní na horní plochu, tj. z oblasti přetlaku do oblasti podtlaku. Jsou to:

- koncová vřetena (u letounů jsou často využita jako palivové nádrže),
- zahnutí konců křídel dolů (u kluzáků má tu výhodu, že při položení křídla na zem chrání křídélko),
- winglety – ze zmíněných prvků jsou nejúčinnější (součinitel indukovaného odporu snižují i o více než 15 %). Mívají profil s jednoduchým prohnutím střední křivky směrem k trupu. Využívají se u výkonných větroňů a u dopravních letadel.

Příklady zakončení křídel jsou v příloze na straně IX.

2.4.7. Klopivý moment

Vztah pro klopivý moment křídla je

$$M_y = c_{myk} \cdot \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 S \cdot c_{SAT} ,$$

v němž

c_{myk} je součinitel klopivého momentu křídla a

c_{SAT} je střední aerodynamická těživa určená vztahem

$$c_{SAT} = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} c^2(y) dy \quad .$$

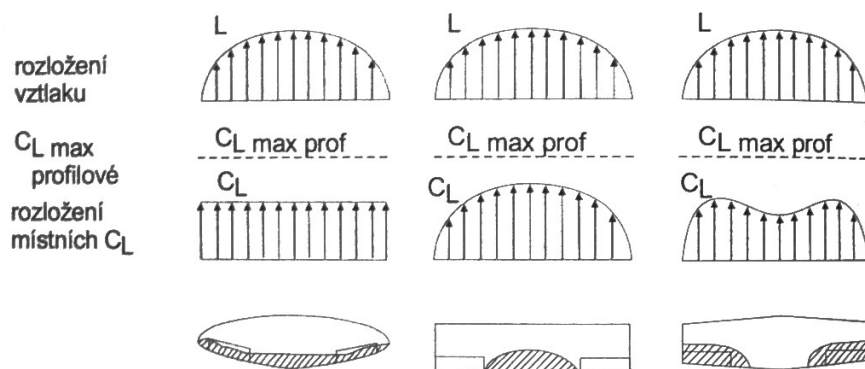
Důležitým bodem je aerodynamický střed křídla AC, pro který platí, že v oblasti lineární vztlakové čáry jsou v tomto bodě konstantní momenty od vztlakových sil. Takže k libovolnému vztažnému bodu je možno psát klopivý moment jako součet složky momentu k aerodynamickému středu plus složky momentu od vztlaku v aerodynamickém středu působící na rameni x_{AC} ,

$$M_y = c_{myko} \cdot \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 S \cdot c_{SAT} + L \cdot x_{AC} ,$$

c_{myko} je součinitel klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku.

2.4.8. Půdorysné tvary křídel

Z obrázku je patrné, že základní půdorysné tvary křídla (eliptické, obdélníkové a lichoběžníkové) mají rozdílné rozložení místních součinitelů vztlaku. To je způsobeno změnou efektivního úhlu náběhu. U eliptického křídla, kde se vliv koncových vírů projevuje nejméně, je rozložení součinitelů vztlaku konstantní podél rozpětí. Toto křídlo má nejnižší indukovaný odpor, ale je nejnáročnější na výrobu. Naproti tomu obdélníkové křídlo je výrobně nejjednodušší, ale má největší indukovaný odpor. Lichoběžníkové křídlo je jakýmsi kompromisem.



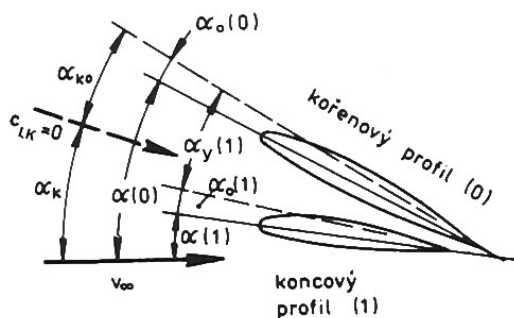
Obr. 16: Rozložení vzlaku u eliptického, obdélníkového a lichoběžníkového křídla, šrafováním jsou naznačena místa prvotního odtrhávání proudu, [4]

V určitém okamžiku při zvyšování úhlu náběhu křídla dosáhne některý z jeho profilů svého maximálního vzlaku a následně dojde v daném místě k odtržení proudu, které se šíří dál po křídle. Je žádoucí, aby k odtržení došlo nejprve na vnitřní části křídla, aby nebyla snížena funkčnost křidélek ovládajících příčný sklon. Pilot je navíc varován na hrozící ztrátu vzlaku vibracemi výškového kormidla, které jsou způsobeny rozšířeným úplavem křídla. Z tohoto hlediska je nejbezpečnější obdélníkové křídlo, u kterého dochází k odtržení od kořene – u kořene je největší součinitel vzlaku, a proto je zde dosaženo nejdříve kritického úhlu náběhu. U eliptického křídla dojde k dosažení místního kritického úhlu náběhu podél celého rozpětí a u lichoběžníkového křídla v oblasti křidélek, což je obvykle regulováno zkroucením křídla.

2.4.9. Zkroucení křídla

Existují dva způsoby zkroucení křídla:

- geometrické – geometrický úhel náběhu se mění podél rozpětí
- aerodynamické – mění se úhly nulového vzlaku (podél rozpětí se mění použitý profil)

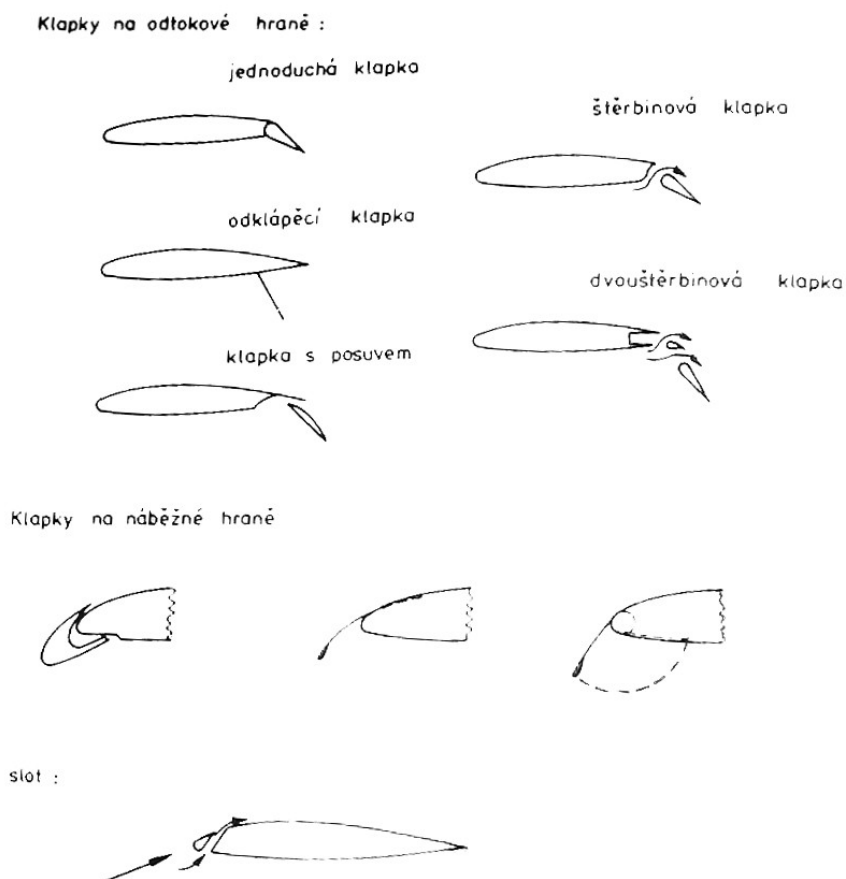


Obr. 17: Znázornění úhlů podél rozpětí, index K značí křídlo, index o značí úhel nulového vzlaku, [3]

Úhel α_o udává úhel nulového vzlaku příslušného profilu a α_{ko} je úhel nulového vzlaku celého křídla. Jestliže α_y určuje měřitelnou relativní polohu profilů, pak může být zavedeno efektivní zkroucení $\delta(y) = \alpha_{ko} - \alpha_y$ vhodné pro aerodynamické výpočty. Na základě známého úhlu náběhu celého křídla α_k , lze určit místní úhel náběhu v závislosti na ypsilonové souřadnici $\alpha_a(y) = \alpha_k + \delta(y)$.

2.4.10. Prostředky pro zvýšení vztlaku

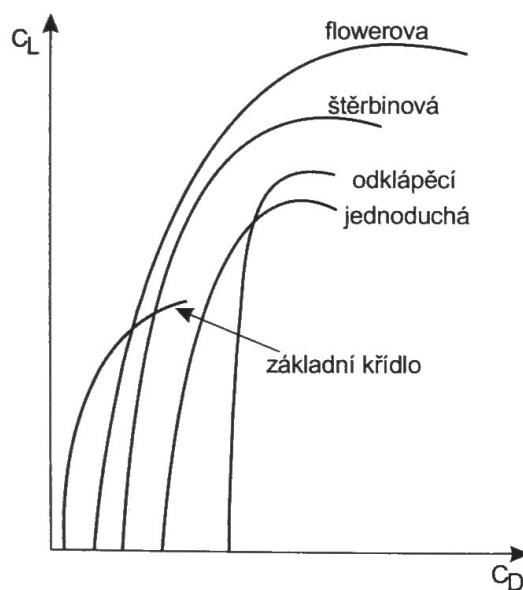
Orientačně lze uvažovat, že minimální rychlost letounů se pohybuje okolo jedné třetiny maximální rychlosti. To by ale znamenalo přehnané nároky na délku přistávací a vzletové dráhy a kladlo by vysoké nároky na pilotáž během vzletu a přistání. Z toho důvodu se křídla letounů vybavují různými druhy mechanizace.



Obr. 18: Prostředky pro zvýšení vztlaku, [3]

Součinitel vztlaku lze zvyšovat použitím různých klapek, které zvětšují zakřivení střední křivky:

- jednoduchá klapka – sahá přibližně do čtvrtiny hloubky profilu a u profilů s tloušťkou okolo 18 % zvyšuje součinitel vztlaku zhruba o hodnotu 1,
- odklápěcí klapka – zvyšuje spolu s prohnutím střední křivky také efektivní plochu křídla. Zvětšení součinitele vztlaku je obdobné jako u jednoduché klapky, přičemž maximální výchylky jsou do 60° a klapka sahá do 25-30 % hloubky profilu,
- štěrbinová klapka – již využívá vedle zvětšení prohnutí také dalšího principu – úpravy mezní vrstvy. Vzduch ze spodní strany profilu, který má vyšší energii, se štěrbinou přepouští na horní stranu profilu, kde přináší energii do zpomaleného



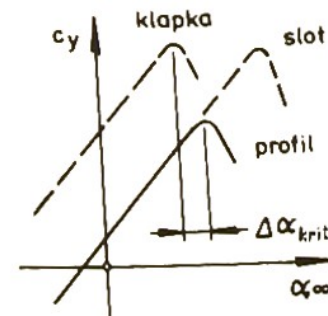
Obr. 19: Vliv klapek na odtokové hraně na aerodynamickou poláru, [4]

proudu. K jeho odtržení tedy dochází později. Zisk součinitele vztlaku se udává u jednoštěrbínové klapky 2,8 a u dvouštěrbínové 3,2,

- Flowerova klapka využívá oproti šterbinové klapce ještě posunutí dozadu,
- klapky na náběžné hraně mohou být sklopné, výsuvné nebo může být sklápěna přímo část náběžné hrany. Zvětšení součinitele vztlaku není tak markantní jako u klapce na odtokové hraně.

Slot využívá přepouštění proudu s vyšší energií ze spodní strany profilu na horní, podobně jako šterbinová klapka, ale tím, že je umístěn na náběžné hraně, se jeho efekt projeví podstatně až při vysokých úhlech náběhu. Ze vztlakové čáry je patrné, že profil se slotem se do určité hodnoty úhlu náběhu chová téměř stejně jako křídlo bez něho, ale při vysokých úhlech se stoupání vztlakové čáry prodlužuje. Ztráta vztlaku je při překročení kritického úhlu náběhu prudší. Pro celkové zvýšení vztlaku se sloty používají po celé délce náběžné hrany. Pro zlepšení pádových vlastností, se umísťují jen na částech křídla vzdáleněji od trupu, čímž zabráňují odtržení proudu v oblasti křidélek při dosažení kritického úhlu náběhu celého letadla.

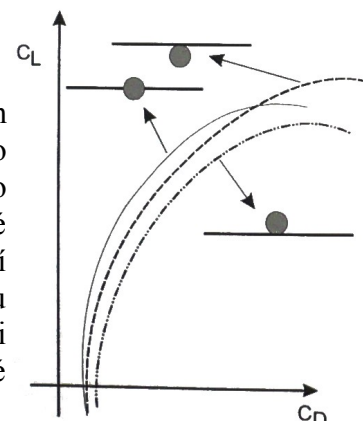
Úpravu mezní vrstvy je možno provádět také odsáváním zpomaleného proudu pomocí šterbin nebo perforovaného potahu nebo vyfukování proudu s vysokou kinetickou energií, který využívá trysková klapka.



Obr. 20: Vztlaková čára profilu s klapkou a se slotem, [3]

2.4.11. Ovlivnění křídla a blízkých těles

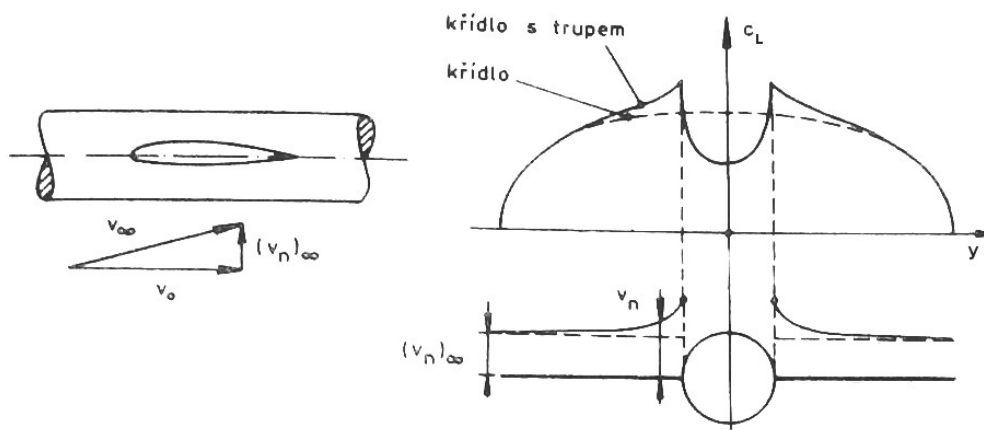
Při obtékání těles, které jsou u sebe blízko, dochází k jejich vzájemnému ovlivňování. Proudění v mezní vrstvě je zpomalováno vlivem obou těles, takže v oblasti přechodů (např. trup a křídlo nebo křídlo a motorová gondola) vzniká interferenční odpor, který je možné minimalizovat vhodnými přechody při spojování jednotlivých částí letadla. Vliv křídla se také projevuje na ocasních plochách, které jsou obtékány vzduchem, jenž byl již narušen křídlem a trupem. Při vysokých úhlech náběhu, kdy je úplav výraznější, jsou tedy také výrazněji ovlivněny ocasní plochy.



Obr. 21: Vliv umístění křídla vzhledem k trupu, [4]

2.4.12. Interference křídla a trupu

Rozložením vektoru rychlosti nabíhajícího proudu do složky rovnoběžné a kolmé s osou trupu vzniká vlivem kolmé složky přídavné příčné proudění směrem vzhůru v případě, že letadlo letí nižší rychlostí, než je cestovní rychlost (trup bývá nastaven tak, aby měl nejmenší odpor při cestovní rychlosti). To má za následek lokální vzrůst součinitele vztlaku (vztlaková špička) a tedy i větší hodnotu vztlaku a dřívější odtrhávání proudu při vysokých úhlech náběhu.



Obr. 22: Vliv přechodu křídla a trupu na rozložení součinitele vztlaku, [3]

2.4.13. Vliv blízkosti země

Povrch země, jakožto pevná překážka, brání rozvinutí proudění v blízkosti křídla do podoby stejné jako u křídla neovlivněného zemí. Omezí se tedy srázové poměry za křídlem a navíc se zeslabuje vliv koncových vírů, což se projeví snížením indukovaného odporu. Zlepšují se tedy odporové i vztlakové vlastnosti.

3. Zatížení letounu

Zatížení lze dělit z hlediska časového průběhu na:

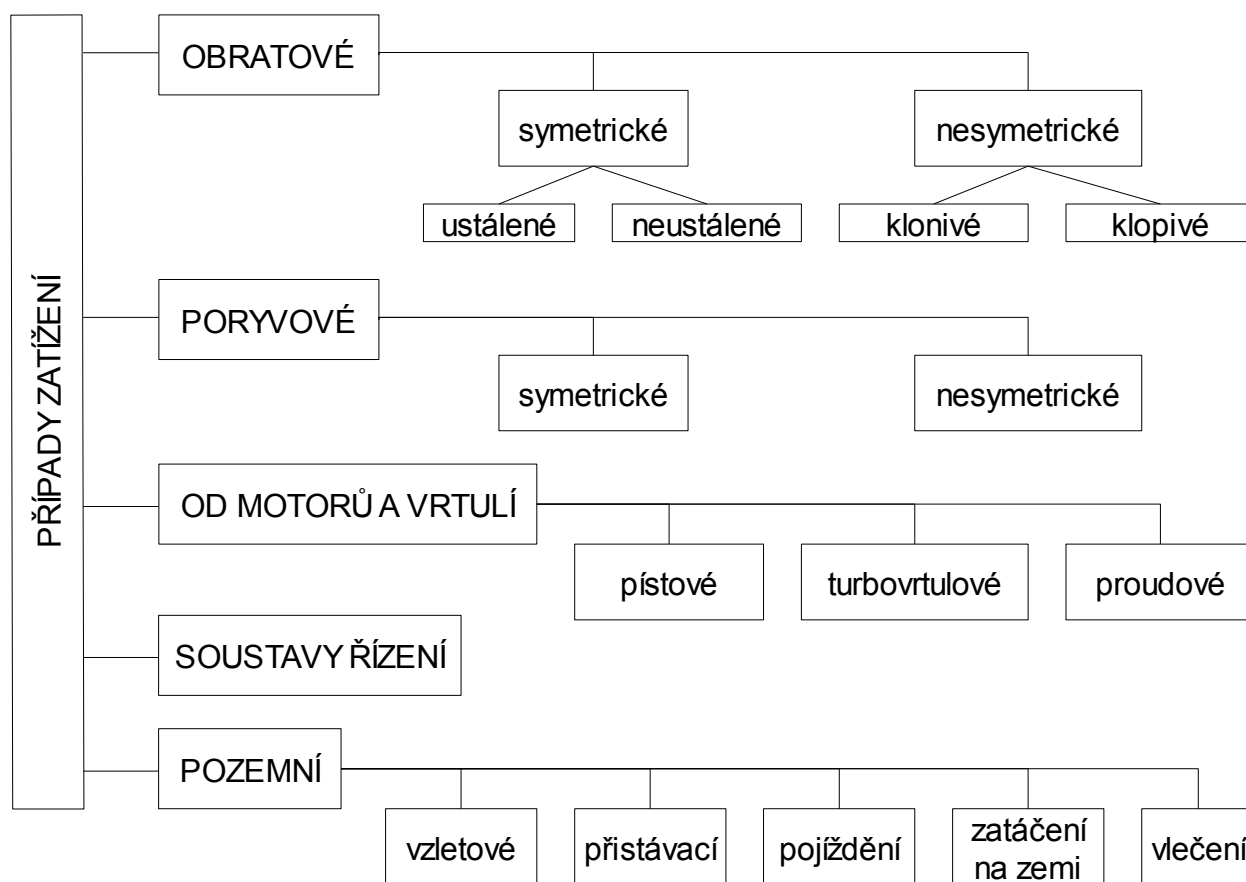
- statické – zatížení se s časem nemění, nebo se mění pomalu (kvazistatické),
- dynamické – může být bez pravidelných zákonitostí (nahodilé) nebo s určitou nízkou či vysokou frekvencí.

Z hlediska fyzikálního původu lze dělit na:

- síly povrchové – aerostatické, aerodynamické, síly od pohonu (propulzní) a reakční,
- síly objemové – tíhové a vlivem změny rychlosti dále setrvačné a gyroskopické.

Případně mohou působit ještě další zatížení, např. tepelné.

Orientační rozdělení případů zatížení podle [2]:



3.1. Obálky zatížení

Obálky zatížení jsou grafickým znázorněním závislosti násobku na rychlosti letu a vymezují všechny přípustné kombinace násobku a rychlosti, které musí být konstrukce letadla schopna bezpečně snést. Obálka obrátů zahrnuje násobky od manévru letounu. Obálka poryvů zahrnuje násobky od neklidné atmosféry. Krajiní body obálky obrátů A, C, D, E, F, G představují konkrétní letové případy, dané rychlostí a násobkem, a krajiní body obálky poryvů B', B'', C', D', E', F', G' jsou určeny rychlostí poryvu a k ní příslušející rychlostí letu. Pro názornost jsou uvedeny obálka obrátů a

The left diagram shows a 3D representation of a rotating body. The vertical axis is labeled $+n$ and $-n$. The horizontal axis is labeled v . The body is a rectangular prism with points A, B, C, D, E, F, G, H. The top face is labeled C_{max} and the bottom face is labeled C_{min} . The vertical edges are labeled $n_1 \equiv n_{max}$, n_2 , and n_3 . The horizontal edges are labeled v_A , v_B , and v_C . The body is shaded with diagonal lines.

The right diagram shows a 2D projection of the same body. The vertical axis is labeled $+n$ and $-n$. The horizontal axis is labeled v . The body is a rectangular prism with points A', B', C', D', E', F', G', H'. The top face is labeled C_{max} and the bottom face is labeled C_{min} . The vertical edges are labeled $n_1 \equiv n_{max}$, n_2 , and n_3 . The horizontal edges are labeled v_A , v_B , and v_C . The body is shaded with diagonal lines. Velocity vectors are shown for points A', B', C', D', E', F', G', H' with values: $u = 22.5 \text{ m/s}$, 20 m/s , 15 m/s , 7.5 m/s , -7.5 m/s , -15 m/s , -20 m/s , and -22.5 m/s .

Diagram illustrating the relationship between Load Factor (n) and Speed (V) for various aircraft categories.

Y-axis: NÁSOBEK ZATÍŽENÍ n (Load Factor n)

X-axis: RYCHLOST V (Speed V)

Key Features:

- KLAPKY** (Flaps): Indicated by $+C_N$ and $+C_{NA}$ curves.
- MAX** (Maximum): Indicated by $+C_N$ and $+C_{NA}$ curves.
- Provozni obratová obálka** (Operational Roll Rate Envelope): Indicated by $+V_B$ and $-V_B$ curves.
- Provozni poryvová obálka** (Operational G-load Envelope): Indicated by $+V_C$ and $-V_C$ curves.
- Provozni výsledná obálka** (Operational Resultant Envelope): Indicated by $+V_D$ and $-V_D$ curves.
- RYCHLOST V** (Speed V): Indicated by V_S , V_F , V_A , V_B , V_C , and V_D curves.
- RYCHLOST V** (Speed V): Indicated by V_S , V_F , V_A , V_B , V_C , and V_D curves.
- RYCHLOST V** (Speed V): Indicated by V_S , V_F , V_A , V_B , V_C , and V_D curves.

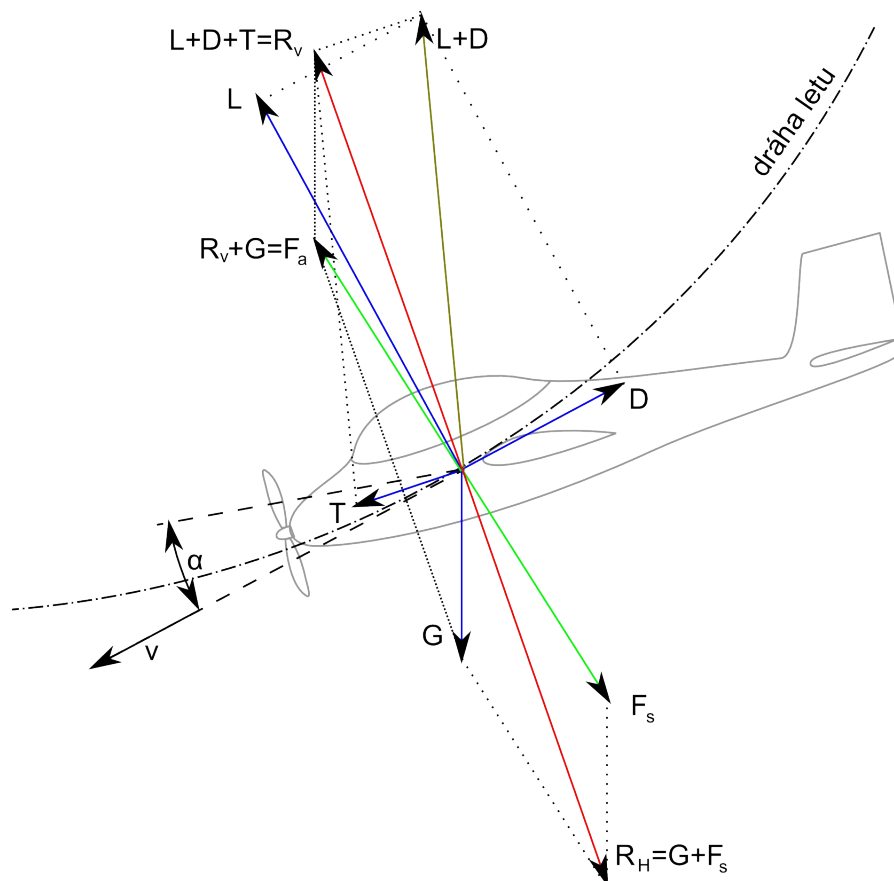
Legend:

- Provozni obratová obálka
- . - Provozni poryvová obálka
- === Provozni výsledná obálka

Ve výpočtech se používá zpravidla tzv. ekvivalentní rychlost letu – EAS, což je údaj rychloměru opravený o přístrojovou chybu, aerodynamickou chybu (způsobena umístěním snímače) a konečně opravený o vliv stlačitelnosti vzduchu v dané výšce letu. Mezi nejdůležitější návrhové rychlosti patří:

- 24 –

- v_B – návrhová rychlost letu při maximální intenzitě poryvů,
- v_C – návrhová cestovní rychlost,
- v_D – návrhová maximální rychlost strmého letu,
- v_F – návrhová rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami.



Obr. 25: Dynamická rovnováha při neustáleném křivočarém letu

3.2. Násobek zatížení

Na obrázku je znázorněna dynamická rovnováha neustáleného křivočarého letu, která může existovat např. během vybírání letu střemhlav (pro jiné případy zatížení je nutné uvažovat jiné uspořádání sil). Pro jednoduchost je uvažováno, že všechny síly působí v těžišti (tudíž není rozebírána momentová rovnováha) a jsou uvažovány pouze síly v rovině symetrie letounu.

Sečtením vektorů vztlaku L , odporu D a tahu T je vektor výsledné vzdušné síly R_v

$$\mathbf{R}_v = \mathbf{L} + \mathbf{D} + \mathbf{T}$$

Další silou působící na letoun je vektor síly tíhové G . Jeho přičtením k vektoru výsledné vzdušné síly se získá vektor výsledné zrychlující síly F_a ,

$$\mathbf{F}_a = \mathbf{R}_v + \mathbf{G}$$

což musí být podle D'Alembertova principu v rovnováze s vektorem síly setrvačné

$$\mathbf{F}_a + \mathbf{F}_s = 0$$

$$(\mathbf{R}_v + \mathbf{G}) + \mathbf{F}_s = 0$$

Obdobně je možné uvažovat mírně odlišným způsobem, že vektor výsledné vzdušné síly je v rovnováze s vektorem výsledné hmotové síly, ale získáváme prakticky tutéž rovnici

$$\begin{aligned} R_V + R_H &= 0 \\ (L + D + T) + (G + F_S) &= 0 \end{aligned}$$

Provozní násobek zatížení je definován jako poměr výsledného zatížení letounu k celkové tíze letounu

$$n_V = \frac{R_V}{G} = \frac{m \cdot a_V}{m \cdot g} = \frac{a_V}{g},$$

kde a_V je výsledné zrychlení.

Provozní násobek tedy vyjadřuje, kolikrát je výsledná vzdušná síla, resp. výsledná hmotová síla, větší než tíha letounu. Protože odpor a tah bývají mnohem menší než vztlak a navíc se navzájem částečně eliminují, tak se většinou používá násobek obratu n , který je definován jako poměr celkového aerodynamického vztlaku letounu a jeho celkové tíhy

$$n = \frac{L}{G} = \frac{L}{m \cdot g}$$

3.3. Zatížení křídla

Pevnost letounu resp. křídla je ovlivněna zejména rychlostí, hmotností a polohou těžiště a provozním násobkem zatížení, dále pak konkrétní letovou a hmotnostní konfigurací a doplňkově také úhlovými rychlostmi a výchylkami kormidel. Je zřejmé, že množství případů zatížení je mnoho. Z tohoto důvodu se výpočty provádí pouze pro některé z nich, určené většinou krajními body obálky zatížení (např. let střemhlav, vybrání letu střemhlav, prudké vzepětí letounu, průlet letounu poryvem, atd.)

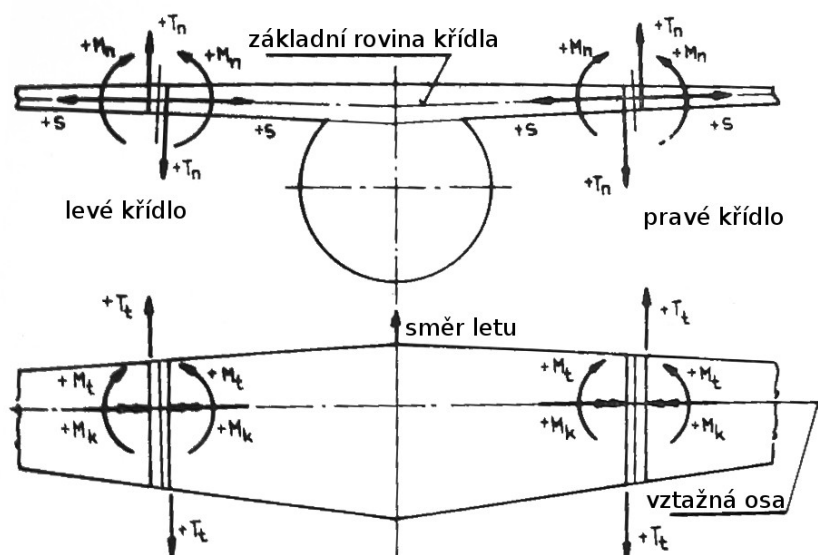
Základní složky zatížení křídla umístěné do vztažné osy (obvykle 25 % místní aerodynamické tětiny):

M_k – kroutící moment,

T_n, M_n – posouvající síla a ohybový moment v rovině kolmé k základní rovině křídla,

T_t, M_t – posouvající síla a ohybový moment v rovině křídla,

S – osová síla.



Obr. 26: Složky zatížení křídla v řezu, [2]

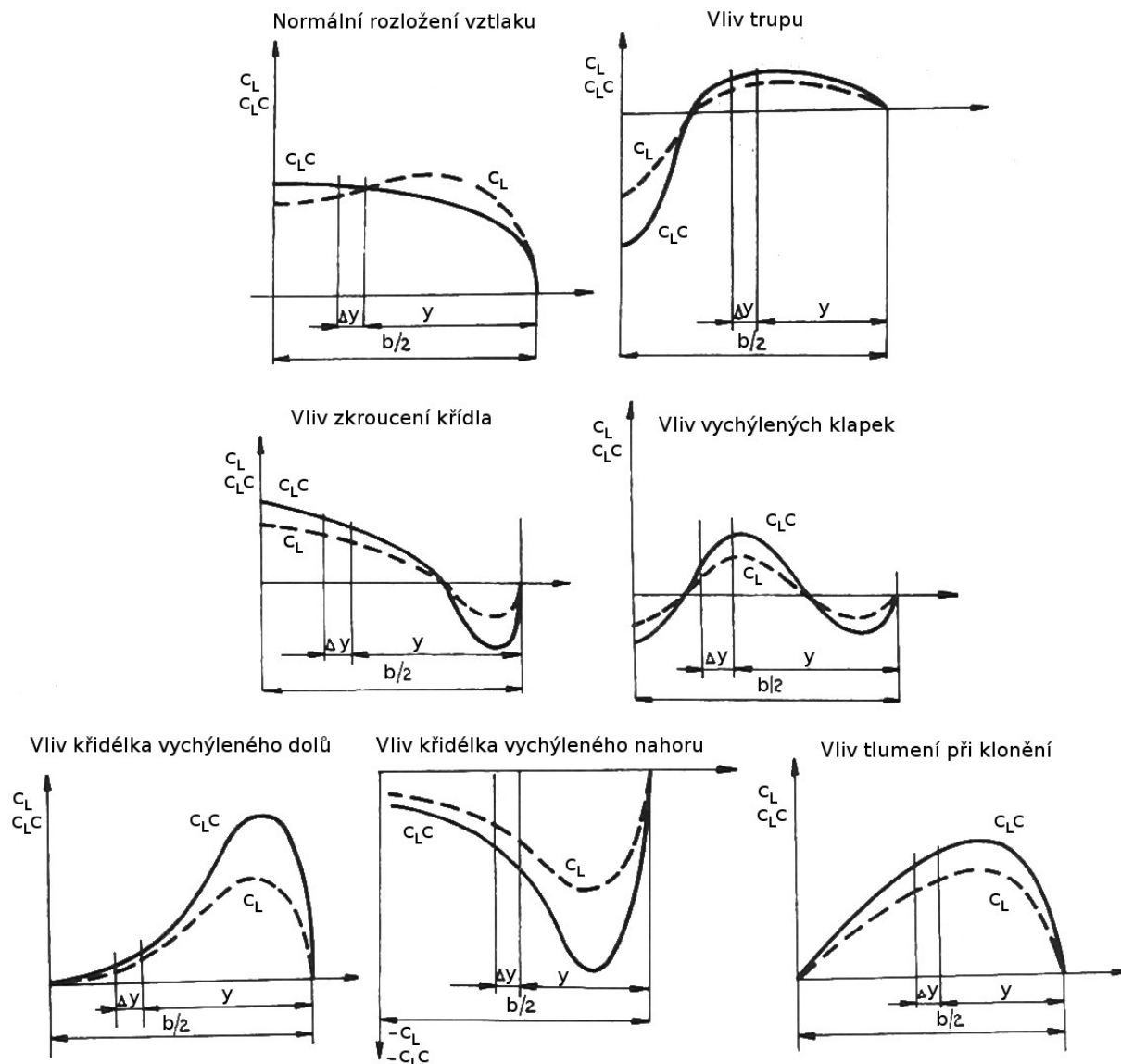
Níže je naznačen způsob určování zatížení od vzlaku na křídle.

Pro konkrétní případ zatížení je dána rychlost letu, hmotnost letounu a násobek zatížení. Takže ze vztahu pro násobek obrátu a vzorce pro vzlak křídla se určí konkrétní součinitel vzlaku křídla

$$n = \frac{L}{m \cdot g} \rightarrow c_{Lkř}$$

$$L_{kř} = c_{Lkř} \cdot \rho \frac{v^2}{2} \cdot S$$

Z poláry křídla je také možné odečíst pro příslušný $c_{Lkř}$ odpovídající součinitel odporu křídla $c_{Dkř}$.



Obr. 27: Normální rozložení vzlaku a přídavná rozložení vzlaku na polorozpětí, [2]

Aby bylo možné získat zatížení podél celého rozpětí, tak se vychází z normálního rozložení vzlaku křídla c_L , ke kterému se přičtou rozložení vzlaku od vlivu trupu, od zkroucení křídla a další rozložení vzlaku způsobené odpovídajícími výchylkami vzlakových klapek a křidélek. Při klonění letounu navíc dochází k tlumení v závislosti na úhlové rychlosti klonění (vzlak na zvedajícím se křídle je menší a naopak vzlak na klesajícím křídle je větší vlivem zvětšení efektivního úhlu náběhu). Výsledné rozložení vzlaku pro daný případ se tedy spočte

$$c_L = c_{Lkř} \cdot (c_L)_{\text{normální}} + (c_L)_{\text{trupu}} + (c_L)_{\text{zkroucení}} + (c_L)_{\text{klapek}} + (c_L)_{\text{křidélek}} + (c_L)_{\text{tlumení}} \quad .$$

Protože přídavná rozložení vztlaku jsou nulová při integraci přes celé rozpětí, tak výsledný součet normálního rozložení součinitele vztlaku a přídavných rozložení si zachová stejný celkový součinitel vztlaku křídla c_{Lkf} .

Dále je již možné určit měrný tlak p [N/m] působící podél rozpětí

$$p = c_L c \cdot \rho \frac{v^2}{2} .$$

Posouvající síla se dostane integrací přes část rozpětí y

$$T = \int_0^y p dy$$

a další integrací se získá ohybový moment

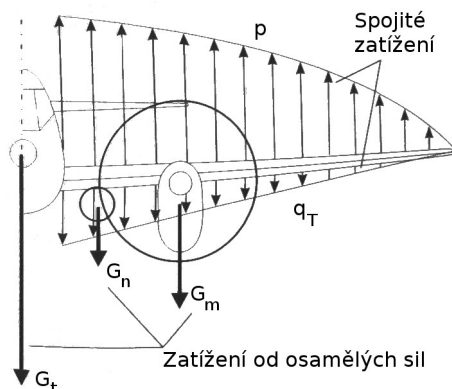
$$M = \int_0^y T dy .$$

Stejným způsobem lze získat posouvající sílu a ohybový moment způsobené měrnou tíhou konstrukce

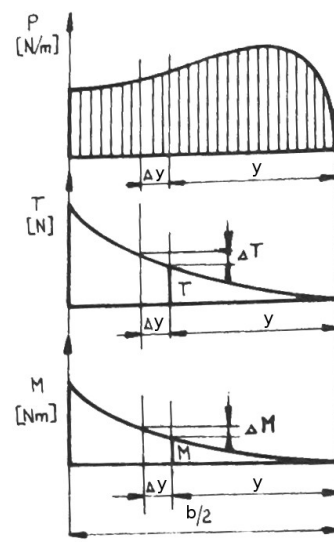
$$q_T = \frac{\Delta m}{\Delta y} g \cdot n ,$$

kde Δm vyjadřuje hmotnost konstrukce na elementu Δy .

Když se sečte vliv působení vztlaku, působení tíhy konstrukce a působení osamělých sil (např. od pohonných jednotek) podél rozpětí, tak se získají vstupní parametry pro dimenzování nosné konstrukce křídla.



Obr. 29: Vnější zatížení křídla, [4]



Obr. 28: Rozložení měrného tlaku, posouvající síly a ohybového momentu, [2]

3.4. Součinitel bezpečnosti

K tomu, aby byl letoun letově způsobilý (tzn. aby byl letoun schopen vyhovět požadavkům v předpisech o letové způsobilosti), musí být prokázáno, že jeho konstrukce vydrží všechny případy zatížení. Není-li stanoveno jinak, tak se počítá se součinitelem bezpečnosti $f = 1,5$. V odůvodněných případech se počítá se zvýšeným součinitelem bezpečnosti f_{vz}

$$f_{vz} = f \cdot f_{DOP} ,$$

kde f_{DOP} je zvyšující součinitel bezpečnosti. Předpis stanovuje, že tento postup musí být použit pro každou část konstrukce, jejíž pevnost je nejistá nebo se pravděpodobně zhorší během provozu před plánovanou výměnou nebo má značný rozptyl v důsledku nejistot ve výrobním procesu nebo v kontrolních postupech. Např. pro odlitky jsou dle jejich funkce z hlediska bezpečnosti a z hlediska jejich výrobní kontroly stanoveny konkrétní minimální hodnoty zvyšujícího součinitele.

4. Základní konstrukce křídla

Pro konstrukci křídel se používají de facto tenkostěnné konstrukce pro jejich vysokou únosnost a nízkou hmotnost. Základní požadavek – tedy minimální hmotnost konstrukce při zachování schopnosti přenést stanovené zatížení – se projevuje ve snaze, aby každý prvek konstrukce byl efektivně využit z hlediska únosnosti, tedy aby při nejvyšších namáháních konstrukce, které jsou v provozu přípustné, byla daná část blízko své horní bezpečné hranice únosnosti.

4.1. Obecné dělení konstrukcí křídla

Podle vnějšího vyztužení:

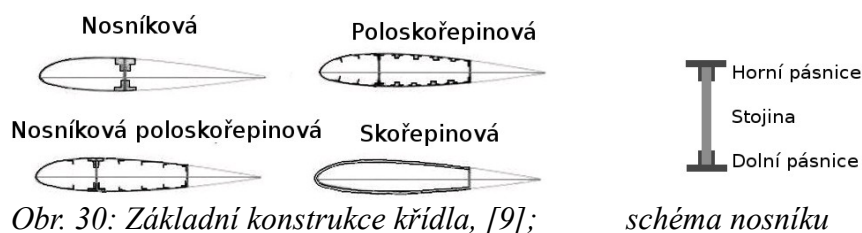
- křídla vyztužená – obsahují vnější vzpěry spojující křídlo s trupem jinde než v jeho vetknutí do trupu. Vzpěry zvyšují tuhost křídla, ale zhoršují aerodynamické vlastnosti zvláště při vyšších rychlostech letu,
- křídla samonosná – nosné prvky jsou uvnitř křídla.

Podle počtu dutin:

- jednodutinové,
- vícedutinové.

Během historického vývoje se vyvíjely používané materiály, zvyšovaly se požadavky na tuhost a pevnost konstrukce, bylo nutné dosahovat přesnějšího vnějšího tvaru, takže se postupně vyvinulo několik typů konstrukcí rozdělených podle způsobu přenosu jednotlivých složek zatížení různými prvky konstrukce:

- prutové soustavy s plátěným potahem,
- nosníkové konstrukce,
- nosníkové konstrukce s podélně vyztuženým potahem,
- nosníkové poloskořepinové konstrukce,
- poloskořepinové konstrukce,
- skořepinové konstrukce.

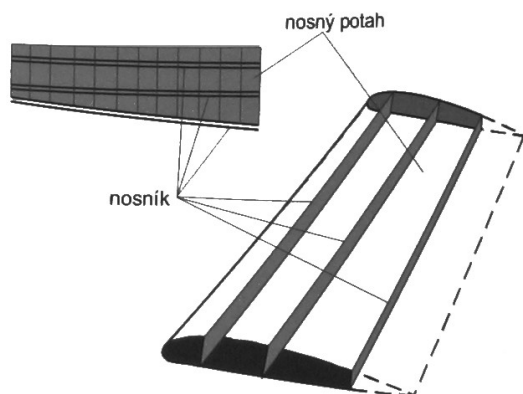


4.2. Popis konstrukcí

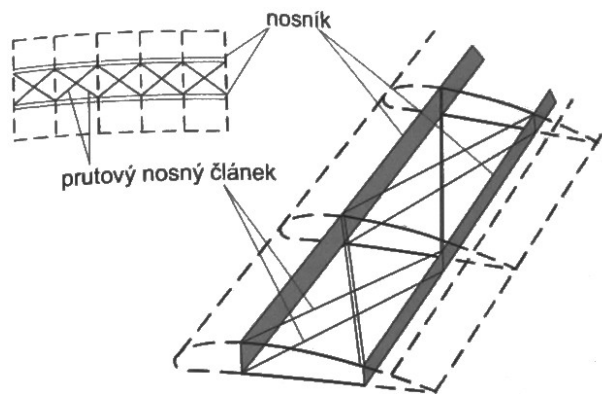
Konstrukce, u kterých pevnost a tuhost zajišťovala *prutová soustava* byly používány v počátcích letectví, kdy se používaly ještě tenké profily a na umístění nosníku tedy nebylo místo uvnitř křídla. Vnější tvar zajišťoval napnutý plátěný potah.

S příchodem klasických profilů se začaly používat *nosníkové konstrukce*. Nosník tvoří stojina přenášející smyková zatížení od posouvající síly a dolní resp. horní pásnice, které přenášejí tahové resp. tlakové normálové síly. Nosník je schopen efektivně přenášet ohybový moment, ale i když je na jedné straně vetknutý, tak nedokáže efektivně přenášet krutová zatížení. Proto se nosníkové

konstrukce s nenosným potahem vyztužovaly dráty napnutými mezi hlavním a vedlejším nosníkem, které zvyšovaly krutovou tuhost konstrukce. Použití plátěného potahu bylo sice výrobně nejjednodušší, ale nezajišťovalo dostatečnou přesnost geometrie profilu.



Obr. 32: Více-komorová (více-dutinová) konstrukce, [4]



Obr. 31: Příhrado-komorová (příhrado-dutinová) konstrukce, [4]

Uzavřená dutina (torzní skříň) mezi nosníkem a potahem nebo mezi dvěma nosníky, je pro přenos krutu mnohem výhodnější. U celé řady kluzáků bylo křídlo tvořeno dutinou mezi hlavním nosníkem a překližkovým potahem v přední části kladeným diagonálně. Zadní část křídla byla potažena plátnem, protože se tím usnadní výroba a přesnost profilu se tím zásadně nenarušila. Tuto konstrukci využívali např. Z-24 Krajánek (z roku 1945), Z-124 Galánka, Z-25 (Z-125, Z-425) Šohaj (poslední verze z roku 1955), LF-109 Pionýr. Naproti tomu např. VT-16 (VT-116) Orlík (z roku 1959) má více-dutinovou konstrukci, kde je celá plocha křídla potažena překližkou. Podélnou soustavu tvoří jeden hlavní nosník a čtyři pomocné nosníky. Žebra jsou rozmístěna ve větších vzdálenostech a meziprostor je vyplněn pěnovým polystyrenem. Křídélka má ale stále ještě potažená plátnem[10].

O *nosníkové poloskořepinové konstrukci* lze hovořit, jestliže je navíc potah vyztužen podélníky, což jsou různě profilované lišty, které zvyšují tuhost potahu a částečně se podílejí i na přenosu osových sil. Přenos osových sil potahem ještě není příliš významný.

Poloskořepinové konstrukce mají oproti nosníkové poloskořepinové konstrukci pásnice nosníků srovnatelné velikosti jako jsou podélníky.

U *skořepinové konstrukce* je již vysoký podíl potahu na přenosu osových sil, protože díky výraznějšímu vyztužení je potah odolnější vůči zborcení způsobovaným osovými silami. Stabilitu potahu zajišťují:

- hustě umístěné podélné výztuhy,
- sendvičový (třívrstvý) potah, který je tvořen třemi vrstvami. Vnější tuhé vrstvy zajišťují požadovaný tvar a pevnost. Vnitřní výplň, která má mít nízkou hmotnost, spojuje vnější desky a zvětšuje tloušťku potahu, čímž podstatně zvyšuje jeho tuhost. Výplň může být buďto voštinová, nebo pěnová;
- integrální konstrukce – funkce podélníků je nahrazena hustě rozmístěnými výstupky na vnitřní straně potahu;
- plná skořepina – týká se velmi rychlých letadel s vysokými nároky na tuhost a pevnost křídla spolu s tenkým profilem.

Příkladem skořepinové konstrukce může být křídlo kluzáku VSO-10 Gradient (z roku 1976), u kterého je potah sendvičový tvořený překližkou a vyplněný balzou. Podélnou soustavu tvoří hlavní vrstvený bukový nosník a dva pomocné nosníky. Náběžná hrana je z epoxidového skelného

laminátu. Křídélka již mají tuhý potah.

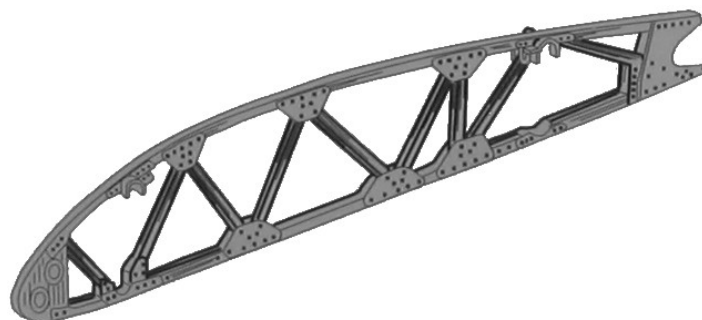
O kompozitních konstrukcích pojednává 6. kapitola.

4.3. Žebra

Podélníky a nosníky tvoří podélnou soustavu křídla, kdežto žebra tvoří příčnou soustavu.

Funkce žeber:

- udržují tvar profilu,
- přenášejí posouvající síly z potahu na nosníky,
- slouží jako podpory podélníků, a potahu, čímž brání jejich ztrátě stability.

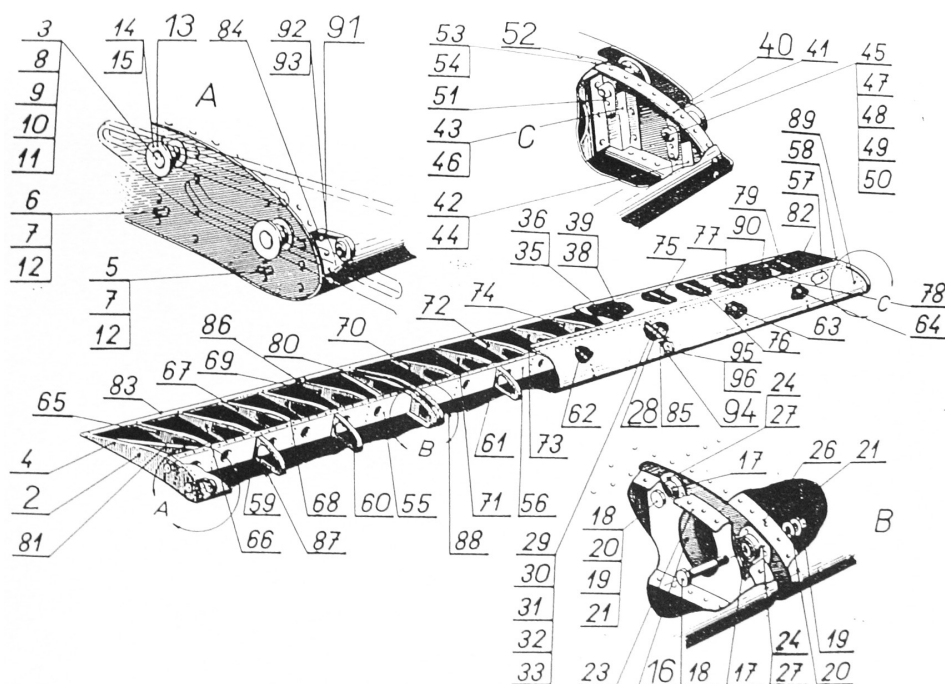


Obr. 33: Příhradové duralové žebro, [4]

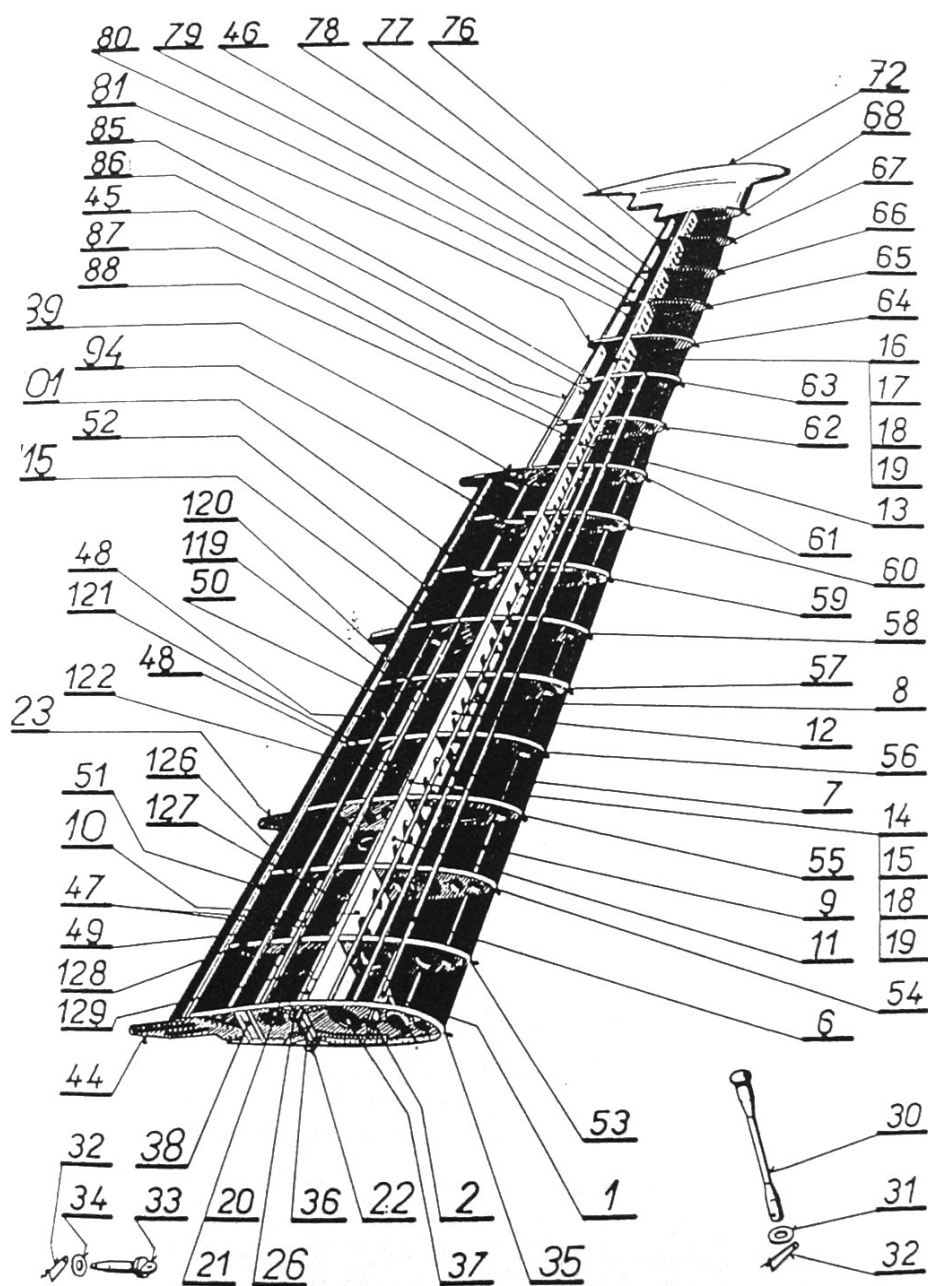
Podle konstrukce mohou být žebra:

- plná – stojinu tvoří dřevěná překližka nebo duralový plech, který získává příčnou tuhost díky prolisům,
- příhradová (příliš se nepoužívají).

Hmotnost žeber je zhruba 10-14 % hmotnosti křídla.



Obr. 34: Jednodutinová konstrukce vztlakové klapky, zadní část je potažena plátnem, L-13 Blaník, [11]



Obr. 35: Poloskořepinová konstrukce křídla, L13 Blaník, [11]

5. Předpisové požadavky na kluzáky

Předpis s názvem „Certifikační specifikace pro kluzáky a motorové kluzáky CS-22“ [12] vydaný agenturou EASA rozděluje kluzáky a motorové kluzáky na dvě kategorie – Utility U (cvičné), Aerobatic A (akrobatické). Předpis se vztahuje na kluzáky s maximální hmotností do 750 kg, resp. u motorových kluzáků 850 kg a navíc u motorových kluzáků nesmí poměr hmotnosti a druhé mocniny rozpětí být větší než 3, počet osob na palubě kluzáku nebo motorového kluzáku nesmí překračovat dvě. Tato kapitola obsahuje výtah ze zmíněného předpisu s ohledem na nosnou soustavu.

5.1. Konstrukce

Konstrukce musí snášet provozní zatížení bez trvalé deformace, aniž by deformace bránily bezpečnému provozu. Požadavkům na pevnost a deformaci musí vyhovět na základě průkazových zátěžových testů prováděných až do početního návrhového zatížení. Samotná konstrukční analýza bez testování je přípustná pouze u spolehlivé metody odzkoušené na podobné konstrukci. Kluzák nesmí vykazovat třepetání (flutter), divergenci profilu křídla, či reverzací řízení v žádné konfiguraci nejméně do v_D . Pro zajištění prvků konstrukce a řídicích mechanických systémů musí být použity pouze schválené prostředky.

Součinitel bezpečnosti $f=1,5$ musí být násoben v předepsaných případech zvláštními součiniteli (odlitky, spoje). Každá část konstrukce musí být vhodně chráněna proti snížení nebo ztrátě pevnosti včetně stárnutí, koroze, opotřebení/otěru a musí mít zajištěno přiměřené větrání a odvodnění. Dále musí být zajištěn přístup pro kontrolu hlavních konstrukčních prvků soustav řízení, pro výměnu dílů, které to obvykle vyžadují, pro seřízení a mazání.

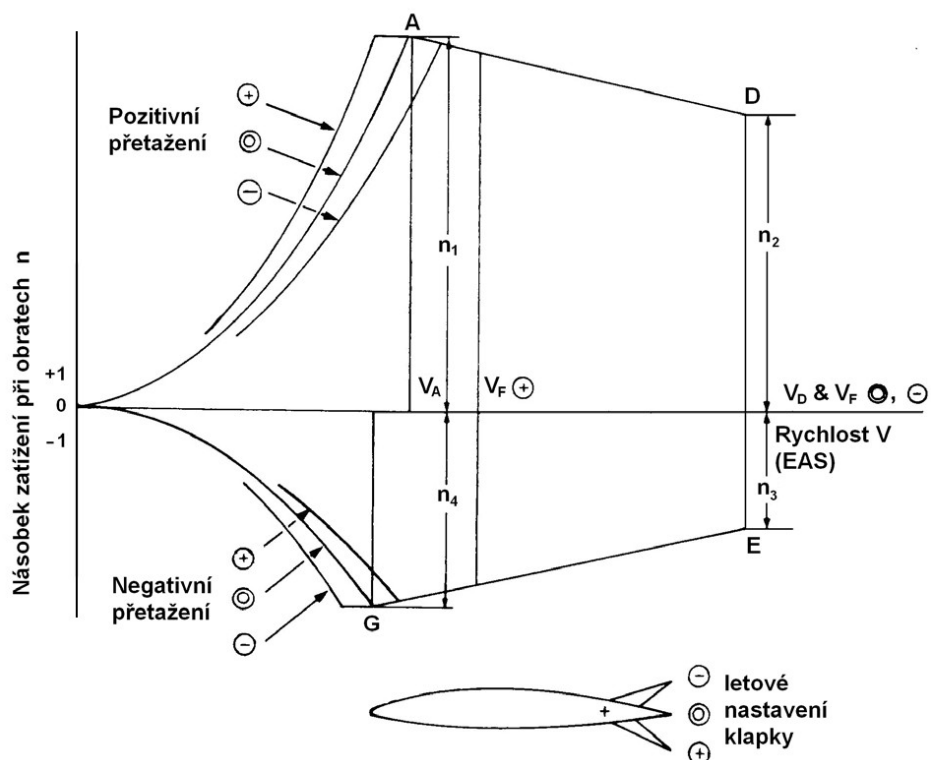
5.2. Letové obálky

Z obrátové obálky je zřejmé, že v bodě A musí být konstrukce schopna vydržet násobek n_1 , který je vyvolán při náhlé plné výchylce výškového kormidla, při rychlosti v_A . Násobek n_2 odpovídá třetinové výchylce výškového kormidla při rychlosti v_D . Body E a G jsou obdobou při letu na zádech.

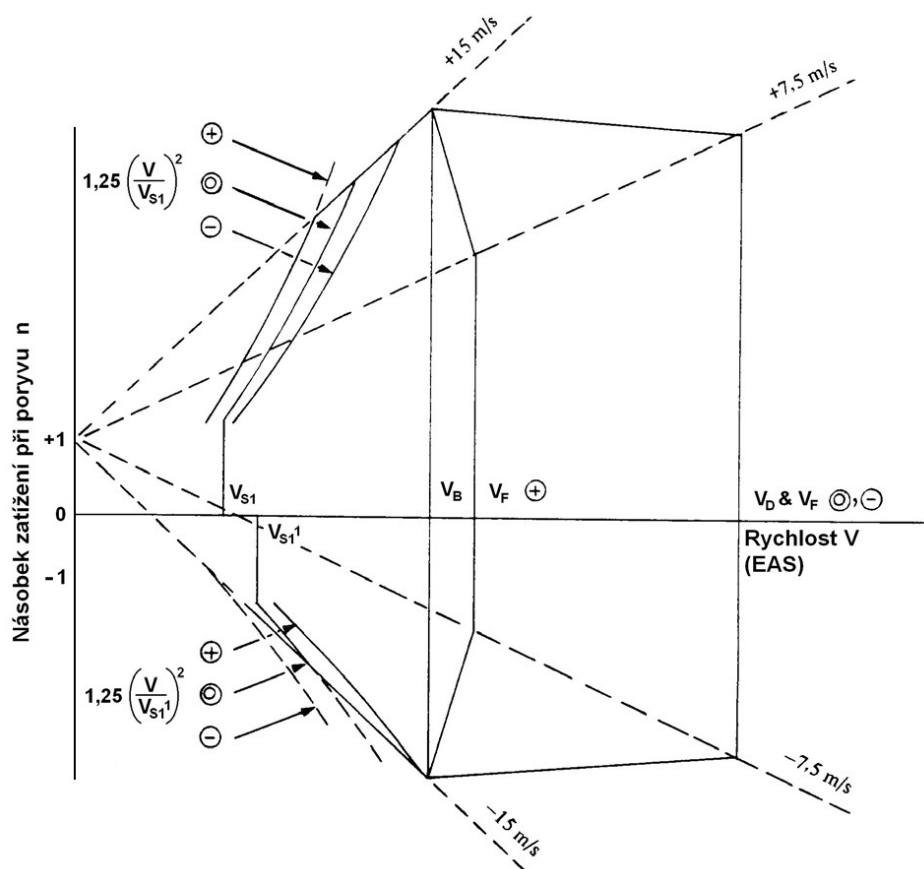
Nejnižší provozní násobek	Kategorie	
	Utility U	Aerobatic A
n_1	+5,3	+7,0
n_2	+4,0	+7,0
n_3	-1,5	-5,0
n_4	-2,65	-5,0

Tabulka 1: Předpisem stanovené nejnižší provozní násobky kluzáků, [12]

Z poryvové obálky je patrné, že při bezpečné poryvové rychlosti v_B kluzák musí odolat vertikálnímu poryvu s rychlostí 15 m/s a při maximální návrhové rychlosti v_D musí odolat poryvu o vertikální rychlosti 7,5 m/s.



Obr. 36: Obratová obálka pro kluzáky stanovená předpisem CS-22, [12]



Obr. 37: Poryvová obálka pro kluzáky stanovená předpisem CS-22, [12]

5.2.1. Rychlosti

- v_{SO} – pádová rychlost v přistávací konfiguraci, která smí dosáhnout maximální hodnoty 80 až 95 km/h v závislosti na poloze aerodynamických brzd a dle vodní zátěže,
- v_{SI} – pádová rychlost v konfiguraci pro danou zkoušku,
- v_{SF} – pádová rychlost při plně vysunutých vztlačkových klapkách a při maximální hmotnosti,
- v_A – návrhová obrátová rychlost. Vypočte se ze vztahu

$$v_A = v_{SI} \sqrt{n_1} \quad ,$$
- v_B – návrhová rychlost poryvu, nesmí být menší než v_A ,
- v_F – návrhová rychlost s vysunutými klapkami
 - při nastavení pro přistání nesmí být menší než $1,4 v_{SI}$ a nebo $2 v_{SF}$,
 - při pozitivním letovém nastavení nesmí být menší než $2,7 v_{SI}$ a nebo $1,05 v_A$,
- v_T – návrhová rychlost v aerovleku, nesmí být menší než 125 km/h,
- v_W – návrhová rychlost při vzletu navijákem, nesmí být menší než 110 km/h,
- v_D – maximální návrhová rychlost, je stanovena zvlášť pro kluzáky
 - kategorie Aerobatic A vztahem

$$v_D = 18 \cdot \sqrt[3]{\frac{W}{S} \cdot \frac{1}{c_{dmin}}} \quad [\text{km/h}],$$
 - kategorie Utility U vztahem

$$v_D = 3,5 \cdot \frac{W}{S} + 200 \quad [\text{km/h}],$$

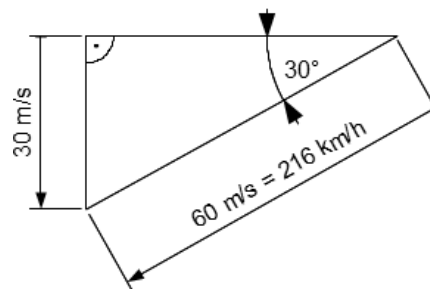
kde
 $\frac{W}{S}$ je zatížení plochy křídla [daN/m^2] při maximální hmotnosti,
 c_{dmin} je nejnižší možný součinitel odporu kluzáku,
- v_{NE} – maximální nepřekročitelná rychlost, nesmí překročit 0,9 násobek maximální rychlosti prokázané letovými zkouškami (tato musí být v intervalu $(0,9 \div 1) v_D$).

5.3. Prvky nosné soustavy

5.3.1. Aerodynamické brzdy

Aerodynamické brzdy musejí být dostatečně účinné, aby kluzák nemohl překročit maximální nepřekročitelnou rychlost v_{NE} při klesání s úhlem

- 45° – platí pro kluzák schválený pro let v mracích nebo pro akrobacii,
- 30° – platí v ostatních případech – nebo méně než 30° pokud kluzák klesá rychlostí přes 30 m/s.



Obr. 38: Grafické znázornění klesací rychlosti 30 m/s při klesání s úhlem 30°

S vysunutými aerodynamickými brzdami musí mít kluzák klouzavost nejvýše 1 : 7 při rychlosti $1,3 v_{SO}$. Brzdy musí být možno vysunout při každé rychlosti až do $1,05 v_{NE}$, naopak zasunout musí jít při každé rychlosti do v_T a nebo $1,8 v_{SI}$. Přičemž jako maximální síla, kterou pilot vyvine na ovladač aerodynamických brzd (stejně tak vztlakových klapek) se uvažuje 200 N.

5.3.2. Křidélka

Křidélka musí zajistit dostatečnou příčnou obratnost. Změnu směru zatáčky s náklonem 45° musí být možno provést během $b/3$ sekund (b je rozpětí v metrech) při rychlosti $1,4 v_{SI}$. Pro ovládání křidélek je stanovena maximální síla v řízení krátkodobě 200 N nebo dlouhodobě 20 N. Křidélka (podobně jako směrové a výškové kormidlo) musí být navržena pro zatížení odpovídající:

- v_A a nebo v_T pro plné vychýlení,
- v_D pro $1/3$ plné výchylky.

Zároveň se při dotyku okrajového oblouku křídla se zemí nesmí dotýkat země příslušné plně vychýlené křidélko.

5.3.3. Winglety

Winglety musí být konstruovány na:

- boční zatížení při maximálním skluzu při v_A ,
- zatížení poryvů působících kolmo na winglet při v_B a v_D ,
- zatížení ruční síly na winglet,
- zatížení při dotyku konce křídla při přistání.

5.3.4. Vodní zátěž

Vodní nádrže včetně armatur a hadic musí být schopny odolávat přetlaku 0,2 bar. Každý prostor nádrže musí být odvzdušněn a odvodněn. Posun těžiště kluzáku vlivem poškození nádrže nesmí bránit bezpečnému letu a přistání.

6. Kompozitní konstrukce

Prvním sériově vyráběným kluzákem s kompozitní konstrukcí ze skelných vláken byl H-301 Libelle z roku 1963 [13]. Původní očekávání velmi rychlého nástupu kompozitních konstrukcí se nenaplnilo, protože jejich navrhování má svá specifika a výroba dříve představovala výrazně vyšší cenu oproti dřevěným a kovovým konstrukcím. Nicméně v současné době vyráběné kluzáky jsou již výhradně celokompozitové. Zvládnutí této technologie, jak po stránce návrhové tak výrobní, umožňuje použít z hlediska hmotnosti a únosnosti efektivní materiály a konstrukce.

6.1. Struktura

Matrice je tvořena pryskyřicí (polyesterová, epoxidová nebo vinylesterová).

Jako výztuž se používají:

- uhlíková vlákna – mají vysokou tuhost a zároveň nízkou hmotnost,
- kevlarová vlákna – mají vysokou rázovou odolnost a nízkou hmotnost,
- skelná vlákna – mají nižší tuhost, ale jsou výrazně levnější.

Pro vysoké a jednosměrné zatížení se používají kompozity s vlákny v jednom směru. Pro nízké nebo kombinované zatížení se používají tkaninové kompozity. Pro součásti s požadavky na vysokou tuhost se používají sendvičové panely. Pro dosažení vysoké pevnosti se používá voštinové jádro, naopak pěnové jádro s nižší pevností má nižší hmotnost.

6.2. Postup konstrukčního návrhu

1) Stanovení materiálových charakteristik

Pokud nejsou materiálové charakteristiky k dispozici přímo z databáze výrobce, tak se musejí vypočítat. Kompozitní vrstva (lamina) má obecně ortotropní vlastnosti. Maximální pevnost a tuhost jednosměrné laminy je v podélném směru (tj. ve směru vláken). V příčném směru (kolmo k rovině vrstvy) a v ortogonálním směru jsou vlastnosti přibližně izotropní. K popisu na teoretické úrovni se používají objemové podíly:

$$\text{objemový podíl vláken } V_f = \frac{v_f}{v_c} ,$$

$$\text{objemový podíl matrice } V_m = \frac{v_m}{v_c} ,$$

kde v_f je objem vláken, v_m je objem matrice a v_c je objem kompozitu.

Hustota kompozitu se pak určí ze vztahu

$$\rho_c = \rho_f V_f + \rho_m V_m .$$

Při výrobě se s výhodou používá hmotnostních podílů M_f , M_m , které se definují analogicky.

Vyhodnocují se zvláště vlastnosti v podélném směru a v příčném směru, navíc je pro tahové a tlakové napětí nutno aplikovat různé vzorce. Např. pro výpočet celkového napětí v kompozitu a celkové tuhosti kompozitu pro tahové zatížení podél vláken při elastické deformaci vláken i matrice platí směšovací pravidlo

$$\begin{aligned} \sigma_c &= \sigma_f V_f + \sigma_m V_m \\ E_c &= E_f V_f + E_m V_m . \end{aligned}$$

2) Definice zatížení konstrukce a součinitele bezpečnosti

Stejně jako u kovových leteckých konstrukcí se používá součinitel bezpečnosti 1,5, ale násobí se zvyšujícím součinitelem (který může nabývat hodnot 1,15 ÷ 5,4)

$$f_{DOP} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_4$$

$k_1 = 1,15 \div 1,6$ – vliv stárnutí (degradace mechanických vlastností matrice),

$k_2 = 1 \div 1,2$ – vliv prostředí (teplota, vlhkost),

$k_3 = 1 \div 2$ – vliv vnitřních defektů při výrobě,

$k_4 = 1 \div 1,7$ – vliv rozptylu mechanických hodnot,

3) Stanovení konstrukčních omezení

4) Výpočet zatížení jednotlivých průřezů

5) Určení napětí a rozměrů a jejich kontrola dle zadání

6) Tuhostní návrh

Určuje se normálová, ohybová a torzní tuhost, které jsou určující pro deformaci konstrukce.

7) Kontrola pevnosti a stability

Chování kompozitů při zatížení má čtyři stádia:

- vlákna a matrice se deformují elasticky,
- vlákna se deformují elasticky, matrice plasticky,
- vlákna i matrice se deformují plasticky,
- po přetržení vláken dochází k lomu kompozitu.

Stabilitní kontroly se provádí u potahových panelů a stojin nosníků. Ze strukturního hlediska mají význam zejména krajní vlákna resp. jejich uspořádání, proto se v místech, kde dochází ke ztenčování kompozitního dílu vypouští vnitřní lamely, aby nedošlo k narušení celistvosti struktury na okrajích.

Při výpočtu pevnosti laminátu je možno uvažovat první porušení (FPF), kdy dojde k porušení matrice, ale vlákna dál nesou zatížení, takže první porušení nemá katastrofický charakter, a tudíž se provádí pro provozní zatížení. Naproti tomu poslední porušení vrstvy (LPF) znamená porušení vláken ve směru zatížení, má katastrofický charakter, a tudíž se provádí pro početní zatížení.

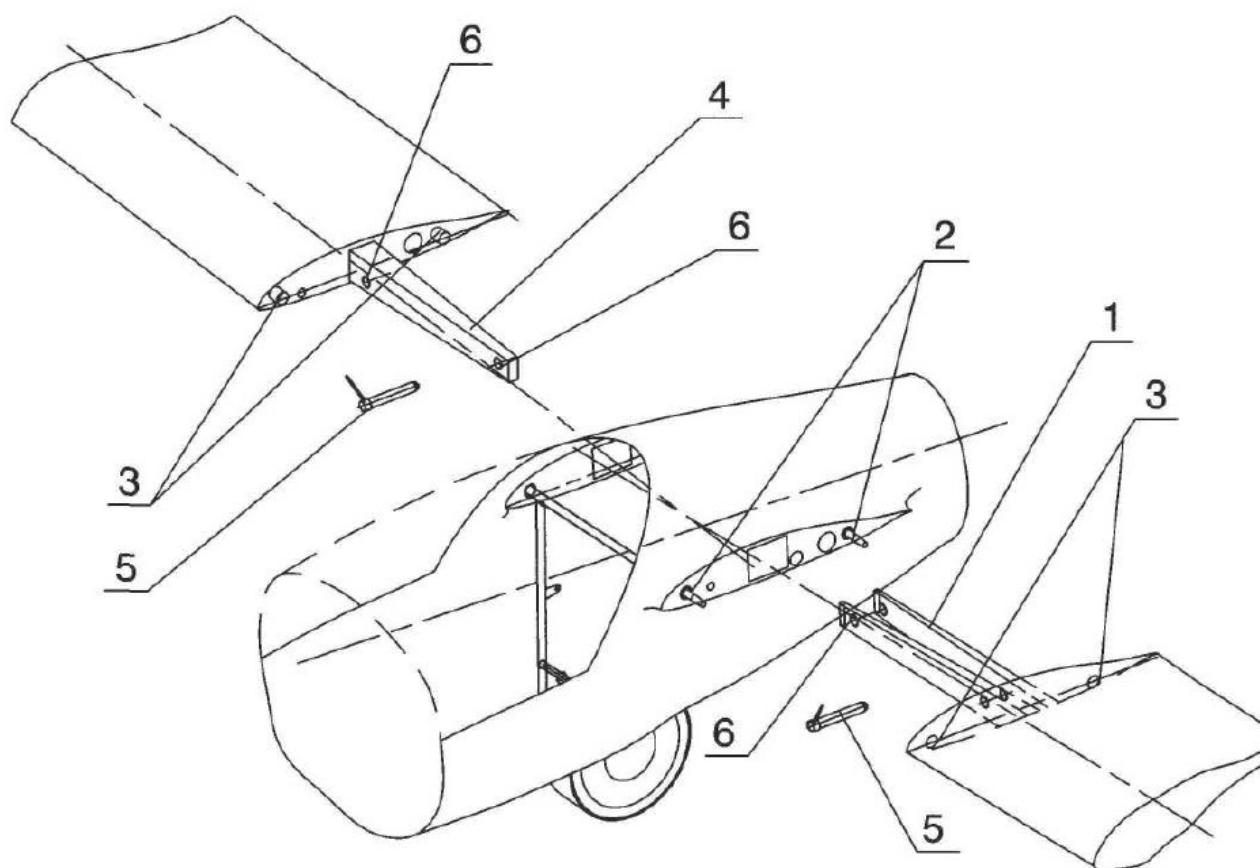
6.3. Únavové poškození

Kompozity mají sice lepší únavové vlastnosti než kovy, ale není u nich spolehlivá metoda určení únavového života.

Protože pryskyřice mohou vlivem světla a tepla degradovat, tak se používají na kluzácích bílé nátěry (z důvodu minimalizace ohřevu od slunečního záření), které navíc musí obsahovat UV filtr. Z hlediska rázového zatížení se většina kompozitů chová lineárně až do porušení, tzn. že nemají mez kluzu a mají malou schopnost absorbovat energii. Problémem může být také to, že jejich významné poškození nemusí být viditelné.

Charakteristika	Kov	Kompozit
Průběh napětí - deformace	Vysoká deformace do lomu	Nízká deformace do lomu
Citlivost na vruby	Pevnost s vrubem / pevnost bez vrubu $< 1,0$	40-60% snížení pevnosti v tahu
Vliv prostředí na vlastnosti	Relativní necitlivost	Ovlivnění vlhkostí a teplotou
Příčin porušení	Únava, koroze pod napětím	Poškození cizím předmětem a výrobní vady
Typy kritického poškození	Trhliny	Delaminace
Kritické podmínky zatěžování z hlediska bezpečnosti při poruše	Tah	Tlak
Zjistitelnost poškození před lomem	Obecně vizuálně zjistitelné	Zjistitelné nedestruktivní defektoskopií (nemusí být zjistitelné vizuálně)
Možnost predikce	Dobrá	Špatná až neexistující
Provozní zkušenosti	Rozsáhlé	Velmi omezené

Tabulka 2: Srovnání únavového chování kovů a kompozitů, [14]



Obr. 39: Typické spojení křídla a trupu, LAK-19, [15]

6.4. Spoje a konstrukce křídla

Spoje představují nárůst hmotnosti a zhoršení únavových vlastností. Lepené spoje mají nižší přírůstek hmotnosti, ale problematicky se kontrolují. Naproti tomu mechanické spoje jsou snadno rozebíratelné, ale způsobují koncentraci napětí kolem otvorů. Proto je snaha množství spojů minimalizovat.

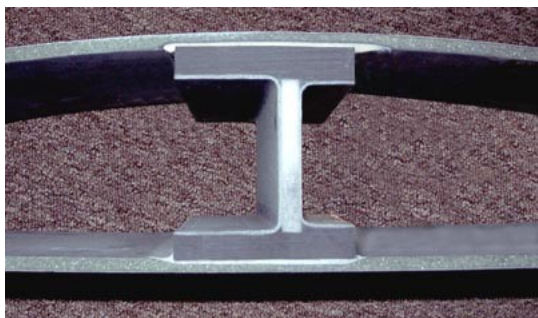
Spojení křídla k trupu se provádí tak, že krakorce křídla sahající do trupu se vzájemně překrývají a jsou spojeny jedním nebo více čepy. Vyčnívající krakorec zavádí sílu do žebra protějšního křídla. Tímto způsobem spojení obou polovin křídla se vyruší ohybový moment a nepřenáší se dále do trupu. Posouvající síla a kroučící moment se přenáší z křídla do trupu pomocí předního a zadního čepu v kořenovém žebře křídla. Vnitřní konstrukce kompozitního křídla je obvykle řešena jako dvoukomorová se sendvičovým potahem, kde je zadní komora uzavřena vedlejším nosníkem nesoucím závěsy křidélek a klappek. Díky dostatečné tuhosti potahu jsou žebra umístěna jen v místech závěsů klappek, křidélek a v místech dělení křídla.

6.5. Výroba

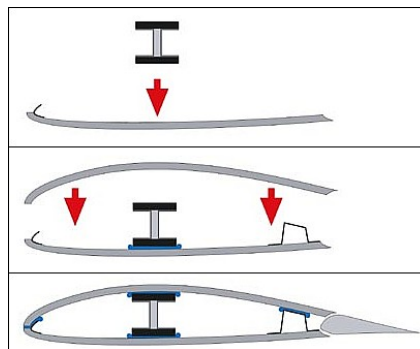
Výroba kompozitních částí probíhá zhruba v těchto krocích (větroň HPH 304S Shark[16]):

- výroba předlohy pro laminovací formu nebo přímo výroba formy na 5osém obráběcím centru,
- příprava skladby laminovacích tkanin podle výpočtu a technologických zkušeností,
- celá polovina křídla se laminuje vcelku s kompletním vnitřním vybavením a navíc dohromady s křidelními nástavci – ty se oddělí až po vylamování,
- díly se očistí od technologických přetoků,
- provádí se temperování a lakování.

Níže uvedená schémata jsou naopak ze stránek firmy Alexander Schleicher [17], kde je znázorněn postup montáže křídla, při kterém se na spodní díl potahu přilepí celý nosník a na tento celek se pak přilepí horní díl potahu.



Obr. 41: Řez nosníkem křídla, [17]



Obr. 40: Schématické znázornění lepení křídla, [17]

Poměrně podrobný popis výroby celého kluzáku lze nalézt na webových stránkách firmy DG Flugzeugbau[18].

7. Prvky charakteristické pro kluzáky

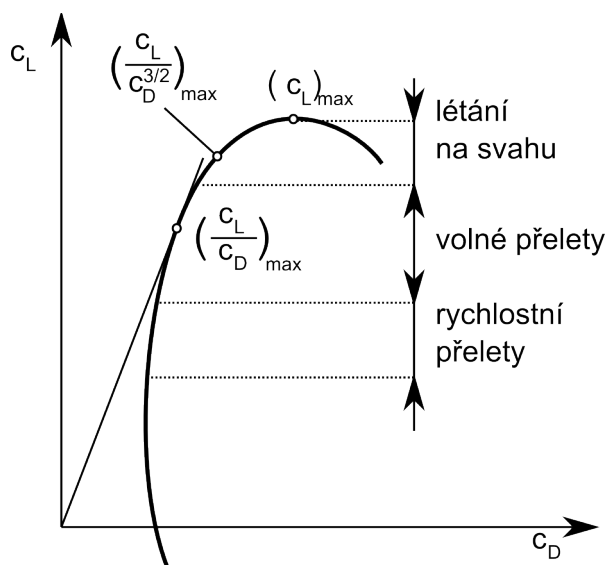
V počátečních dobách plachtařského létání se létalo výhradně na svahu. Jedním ze základních požadavků na tehdejší kluzáky bylo minimální opadání, které rozhodovalo o době, kterou kluzák strávil ve vzduchu. Z tohoto důvodu bylo plošné zatížení křídel nízké a cílem návrhu profilů bylo dosažení co nejmenšího poměru $\frac{c_D}{c_L^{3/2}}$. Tomu odpovídaly profily

s velkým prohnutím střední křivky s poměrně velkou maximální tloušťkou. Po roce 1930, kdy se začalo s termickými lety, se k požadavku na minimální opadání při malé rychlosti v kroužení přidal ještě požadavek na maximální klouzavost umožňující přeskok mezi stoupavými proudy. Bod nejlepší

klouzavosti (odpovídající nejvyššímu poměru $\frac{c_L}{c_D}$)

se nachází v průsečíku tečny z počátku souřadnic a poláry. Ovšem požadavky na maximální traťovou rychlost při přeletu vyžadují, aby měl větroň relativně malé opadání i při vyšších rychlostech než je rychlost nejlepšího klouzání – tedy při nižším součiniteli vztlaku. K dosažení vyšší rychlosti nejlepšího klouzání se využívá většího plošného zatížení křídla, které je navíc u mnoha současných větroňů možno docílit vodní přítěží v křídlech, kterou případně pilot může vypustit během letu, když je při horších termických podmínkách výhodnější mít nižší opadání na úkor snížení rychlosti nejlepšího klouzání. Od poválečných dob se u větroňů využívá laminárních profilů, které mají v oblasti laminární boule snížený třecí odpor díky rozsáhlé laminární vrstvě na povrchu profilu.

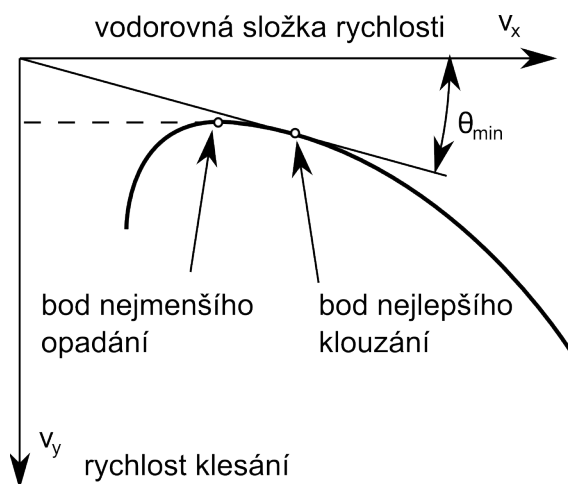
Vliv štihlosti na poláru je dobře patrný z obr. 15 na straně 17 v kapitole Odpor křídla. Snížení indukovaného odporu při větší štihlosti se projeví zvýšením klouzavosti zejména během kroužení při vysokých součinitelích vztlaku.



Obr. 42: Důležité oblasti poláry pro různé způsoby létání, [19]

7.1. Rychlostní polára

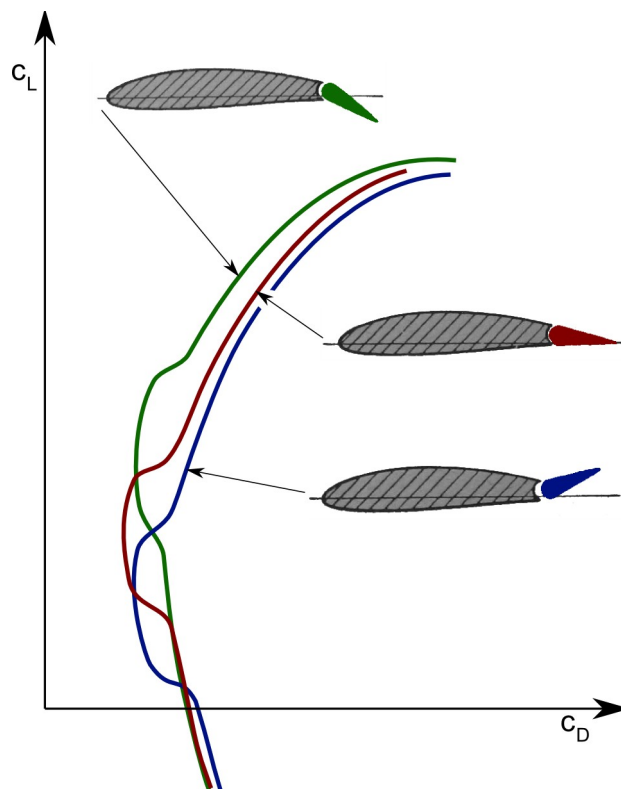
Ke znázornění výkonů daného kluzáku se používá rychlostní polára, která představuje závislost vodorovné složky rychlosti a rychlosti klesání. Bod, ve kterém je dosaženo nejmenší rychlosti klesání, určuje ekonomickou rychlost. Kluzák při ní vydrží ve vzduchu nejdelší dobu. Protože v kroužení je důležitá hodnota minimálního opadání, tak je tato oblast rychlostní poláry rozhodující o době, kterou kluzák potřebuje k získání výšky ve stoupavém proudy. Úhel θ mezi spojnici počátku souřadnic s bodem na rychlostní poláře a osou v_x vodorovné složky rychlosti představuje úhel klouzání. Je tedy zřejmé, že k dosažení maximální klouzavosti musí být úhel minimální, takže bod nejlepšího klouzání leží na tečně z počátku souřadnic. Během přeskoků mezi stoupavými proudy je důležité, aby měl kluzák malé opadání také při vyšších rychlostech a aby rychlost nejlepšího klouzání byla vyšší.



Obr. 43: Rychlostní polára

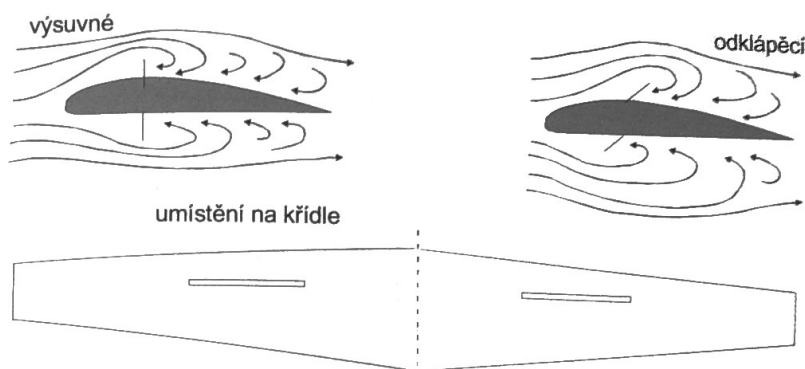
7.2. Klapka na odtokové hraně

Právě z důvodů značně odlišných požadavků na aerodynamické charakteristiky při kroužení a při přeskoku se využívá na odtokové hraně křídla klapka, která mění velikost zakřivení profilu. Z obrázku je zřejmé, že klapka vychýlená dolů posouvá celou poláru k vyšším součinitelům vztahu a oblast laminární boule také, takže zlepšuje výkony větroně při nižších rychlostech charakteristických pro kroužení ve stoupavém proudu. Během přistání se může klapka vychýlit výrazně více, takže výrazně projeví i nárůst odporu. Naopak při vychýlení klapky nahoru se vlivem přesunutí laminární boule k nižším součinitelům vztahu sníží odpor profilu při vyšších rychlostech letu během přeskoku.



Obr. 44: Vliv klapky na odtokové hraně na tvar poláry laminárního profilu, [19]

7.3. Aerodynamické brzdy



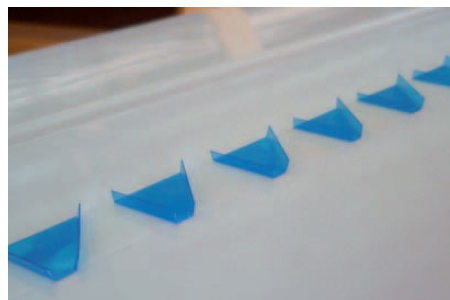
Obr. 45: Aerodynamické brzdy, [4]

Podle způsobu uložení v křídle mohou být buďto odklápěcí (také označované jako typu DFS) nebo výsuvné (typu Schempp-Hirth). Odklápěcí klapky se otevírají paralelně na horní a spodní straně křídla, každá část na opačnou stranu, aby se eliminovaly ovládací síly. U současných kluzáků se upřednostňují výsuvné klapky umístěné jen na horní stranu křídla, kde nehrozí zachycení o vyšší porost v případě přistání mimo letiště. Pro zvýšení vysunuté výšky může být klapka navíc dělená na dvě nebo více částí, které se vysouvají nad sebe. Brzdící klapky zhoršují obtékání kolem křídla, čímž nejen zvyšují odpor, ale také snižují vztlak a zvyšují pádovou rychlost. Naproti tomu vztlakové klapky zvyšují vztlak, snižují pádovou rychlost, ale také zvyšují odpor.

Příklady brzdících klapek jsou uvedeny v příloze na straně X.

7.4. Turbulátory

Laminární mezní vrstva ve srovnání s turbulentní mezní vrstvou vykazuje nižší třecí odpor, ale je náchylnější k odtržení. Příkladem může být přechod křídla do křídélka nebo klapky, resp. flaperonu. Na spodní straně křídélka vychýleného nahoru vzniká výrazný záporný tlakový spád, kde může dojít snadno k odtržení. V případě klapky na odtokové hraně se projevuje nežádoucím zvýšením odporu a v případě křídélka je nežádoucím projevem jeho pokles účinnosti. Příkladem užití turbulátoru může být experiment ÚT AV ČR [20], při kterém byl proměřován vliv turbulizačního Zig-Zag pásu výšky 0,5 mm a s vrcholovým úhlem 60° umístěného 3 % hloubky profilu před křídélkem, který měl zabránit odtržení při výchylce křídélka nahoru. Měření ukázala snížení doby přechodového manévru ze zatáčky s náklonem 45° z jedné strany na druhou při 80 km/h z 3,66 s na 3,5 s. Jiným řešeným problémem bylo odtržení turbulentní mezní vrstvy na horní straně v oblasti křídélka vychýleného dolů větroně ASW 19. Zde již bylo použito vírových generátorů výšky 3 mm umístěných 7 % hloubky profilu před hranou křídélka, které sice vedlo ke zvýšení vztlaku (zvýšení účinnosti křídélka), ale výsledek nebyl praktický z důvodů zvýšení celkového odporu.



Obr. 46: Vírové generátory, [20]

8. Rozbor a srovnání vybraných nosných soustav

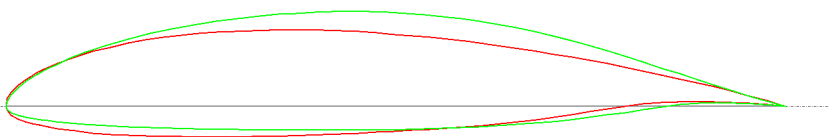
8.1. Příklady vysokovýkonných větroňů

Tabulka srovnávající charakteristiky níže uvedených kluzáků, půdorysné tvary křídel a rychlostní poláry jsou uvedeny v příloze.

8.1.1. Schleicher ASW 22

Přestože ASW 22, řadící se svými parametry do volné třídy, poprvé vzlétl již v roce 1981, tak ve verzi ASW 22 BLE to byl vítězný větroň volné třídy na mistrovství světa ještě v roce 2008[20].

— Horstmann Quast HQ17
— Delft DU 84-132V3



Obr. 47: Kořenový a koncový profil kluzáku ASW 22B, souřadnice z [22]

Křídlo je klapkové s měnitelným rozpětím pomocí nástavců. Kořenový profil Horstmann Quast HQ17 s největší tloušťkou 14,36 % přechází ve vnějším dílu do profilu Wortmann FX60-126 s maximální tloušťkou 12,6 %, ale ve verzi ASW 22B má již křídlo větší koncovou hloubku a koncový profil Delft DU 84-132V3 s maximální tloušťkou 13,2 %. Na křídle je využito vyfukování mezní vrstvy, přičemž na spodní straně křídla jsou 4 náporové odběry a k vyfukování dochází otvory o průměru 0,6 mm na horní straně. U trupu jsou otvory v 76 % hloubky profilu, dále jsou rozmístěny podél rozpětí do vzdálenosti 8,5 m, kde se nachází v 71 % hloubky profilu. Celkem je použito 169 otvorů na vnitřní sekci křídla a 261 na vnější. Průtok otvorem je kolem 3 cm³/s. Novější verze mají vyfukování jen na vnitřním dílu křídla s průměrem otvorů 0,8 mm, na vnějším jsou otvory nahrazeny turbulátorovou páskou.

Nosník je vyroben z uhlíkových kompozitů. Sendvičový potah tvoří opět uhlíkový kompozit a tvrdá pěna, ale brzdící klapky jsou kovové. Křídlo je šestidílné (s uvážením výměnných konců) s rozpětím dle použitých nástavců 25 resp. 26,58 m. Poloviny křídla se spojují jazykovým vidlicovým krakorcem, nosníky se zajistí dvěma čepy.

Klapky na odtokové hraně jsou třísegmentové, dělené v místech změny půdorysného tvaru. Výchylky klapky jsou +9° (dolů), 0°, -8°, -11°. Vnitřní část klapky funguje samostatně, ostatní plní zároveň funkci křidélek. V přistávací konfiguraci se vnitřní sekce vychyluje dolů o +40°, střední sekce o +14° a vnější -8°, takže součinitel vztlaku je zhruba stejný jako při vychýlení na +9°. Díky tomuto rozložení vychylek se větroň při nastavení z +9° „nenadne“ a naopak při nastavení z přistávací konfigurace do +9° se „neprosedne“.

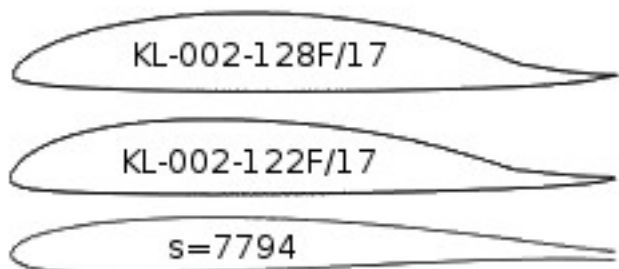
8.1.2. SZD 56-2 Diana-2

Výchozí vývojovou verzí byl polský kluzák 15metrové třídy SZD-56 z roku 1989, který měl ve srovnání s konkurenčními typy tenčí profil a větší štíhlost křídla. Křídlo mělo jednodílnou konstrukci bez nosníku. Při vývoji větroně Diana-2 se tyto rysy zachovaly a dále se kladl důraz na zlepšení aerodynamiky, snížení interferenčního odporu a snížení vlivu znečištění profilu na jeho charakteristiky, to vše již s pomocí moderních výpočetních metod.

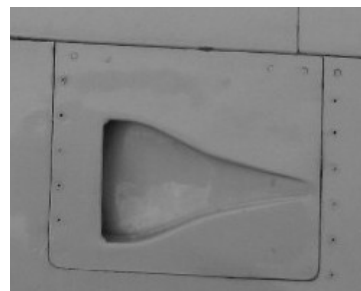
Pro snížení indukovaného profilu je půdorysný tvar křídla křivkového tvaru a na koncích jsou winglety. Použitý kořenový profil má maximální tloušťku 12,8 % a koncový profil 12,2 %. Pro

potlačení interference trupu a křídla je profil v blízkosti několika centimetrů u trupu zesílen na tloušťku 15 %. Klapka – flaperon se vychyluje v rozmezí -2° až $+28^\circ$ a tvoří 17 % hloubky profilu. Pro zabránění odtržení laminární mezní vrstvy je spodní strana křídla před flaperonem opatřena pneumatickými turbulátory – tedy řadou otvorů ze kterých je vyfukován vzduch nasávaný vstupy typu NACA (NACA duct/inlet) umístěnými na spodní straně flaperonu.

Potah křídla přenáší krut i ohyb a je tvořen sendvičem z uhlíkového kompozitu a pěny. V každé polovině křídla jsou integrální nádrže na vodu – přední a zadní, s celkovou kapacitou 240 l. Nádrže jsou opatřeny bezpečnostním ventilem, který má zabránit extrémnímu tlaku vody způsobené odstředivou silou ve vývrtce. Spojení křídla a trupu je řešeno netradičně - v trupu je vestavěn nosník s rozpětím 1,5 m, na který se nasunou poloviny křídel.



Obr. 49: Kořenový a koncový profil křídla, profil wingletu, [24]



Obr. 48: Vstup typu NACA (obrázky není z kluzáku), [23]



Obr. 50: Nosník zastavěný v trupu Diany-2 uložené v transportním přívěsu, [25]

8.2. Rozbor základních parametrů moderních kluzáků

8.2.1. Vstupní data

Jako podklady této kapitoly byla využita data ze souboru PolaryCZIL.xls [26], kde jsou tabulkově uvedeny hodnoty rychlostní poláry a základní parametry 90 kluzáků nebo jejich variant. Ve výčtu bohužel nejsou podrobněji uvedené zdroje dat – jsou uváděny pouze IDA flieg (patrně se jedná o výzkumnou skupinu z Německa [27]) a nebo Johnson (patrně Dick Johnson, který proměřil řadu kluzáků [28]) a nebo výrobce. Aby bylo možné dospět k výsledkům vypovídajícím o vlivech nosné soustavy na vlastnosti kluzáku, tak byl výběr kluzáků omezen pouze na jednomístné větroně, které se v současné době vyrábí nebo byly donedávna vyráběny (ASW-22BLE). Tímto omezením je snížen vliv trupu a technologické vyspělosti konstrukce ve prospěch vlivu geometrických a hmotnostních charakteristik. Všechny srovnávané větroně jsou opatřeny winglety. V případě nesrovnalostí dat s údaji na webu výrobce byla preferována data ze zmíněného souboru. Např. HpH 304S má dle dat výrobce[29] prázdnou hmotnost 280 kg, ale měření v souboru dat počítá s prázdnou hmotností 310 kg. HpH 304cz má dle výrobce prázdnou hmotnost 235 kg, ale měřené hodnoty jsou pro 350 kg. Dále největší klouzavost ASG-29 v 15metrovém provedení byla brána 46,6 při rychlosti 128 km/h, i když výrobce na svém webu[17] uvádí vypočtenou hodnotu 50 při přibližně 100 km/h, což by znamenalo výkon srovnatelný s větroni v 18metrové třídě. Jediným nalezeným konkurenceschopným kluzákem by pak byla Diana-2, která má výrobcem[24] udávanou hodnotu klouzavosti >50, která je ale taktéž pouze vypočtená.

Hodnoty nejlepší klouzavosti a jí příslušející rychlosti (při maximální hmotnosti) a hodnoty nejmenšího opadání a jim příslušející rychlosti (při hmotnosti obsazení větroně pilotem vážícím 90 kg a bez vodní zátěže) byly odečítány z tabulky udávající rychlostní poláru. Hodnoty rychlostí v tabulce byly většinou s krokem 10 km/h, čemuž bude odpovídat i přesnost odečtených rychlostí a přesnost odečtené hodnoty nejmenšího opadání. Přesnost hodnoty nejvyšší klouzavosti by měla být lepší, protože rychlostní polára je v této oblasti zpravidla dosti plochá.

8.2.2. Srovnání

Výsledné srovnání je uvedeno v tabulkách a grafech v příloze. Kluzáky byly nejprve srovnávány po třídách 15metrová a 18metrová. Ve volné třídě je zařazen jen jediný kluzák ASW-22BLE, v současné době totiž příliš jednomístných kluzáků není na trhu nebo k nim nejsou příslušná data (např. Nimbus 4 nebo ASW-31).

V 15metrové třídě má nejvyšší klouzavost 46,6 kluzák ASG-29, i když jen o několik desetin menší mají ASW-27B a Ventus 2c. Nejvyšší hodnotu rychlosti nejlepšího klouzání 129 km/h má Ventus 2c, ale ostatní kluzáky na něj příliš neztrácejí, kromě HpH 304cz. Ventus 2c má zároveň nejmenší minimální opadání 0,55 m/s. V 18metrové třídě má nejvyšší klouzavost 51,4 opět ASG-29, tři desetiny od něho je HpH 304s, ale má nejnižší rychlost nejlepšího klouzání (110 km/h). Nejvyšší rychlosti nejlepšího klouzání 123 km/h dosahuje LAK-17B a nejmenší minimální opadání mají ASG-29 a Ventus 2cx, konkrétně 0,49 m/s

V grafu 7 závislosti nejmenšího opadání na minimálním plošném zatížení navzdory očekávání nevychází trend, že při nižším plošném zatížení je menší opadání. Hodnoty jsou rozloženy spíše konstantně, což by teoreticky odpovídalo nezávislosti minimálního opadání na plošném zatížení. Spíše je patrná závislost nejmenšího opadání na štíhlosti dle grafu 8. Data jsou proložena regresní přímkou s poměrně vysokým koeficientem spolehlivosti. Průměrná hodnota nejmenšího opadání 15metrové třídy je vyšší než 18metrové (0,58 oproti 0,51).

Větroně 15metrové třídy vykazují průměrně vyšší rychlost nejlepšího klouzání oproti větroňům

18metrové třídy (124 km/h oproti 118 km/h), přestože maximální plošné zatížení obou tříd je zhruba stejné. V grafu 9 závislosti rychlosti nejlepšího klouzání na maximálním plošném zatížení jsou proloženy regresní přímky pro 15metrovou a 18metrovou třídu. Přímky mají velice podobnou hodnotu směrnice, ale jejich součinitele spolehlivosti nejsou příliš vysoké.

Z grafu 10 vykreslující závislost nejlepší klouzavosti na štíhlosti je dobře patrné přímkové rozložení, kde 15metrová třída tvoří jednu oddělenou skupinu s průměrnou hodnotou nejlepší klouzavosti 44,7. Druhou oddělenou skupinu tvoří 18metrová třída s průměrnou klouzavostí 50,1.

9. Závěr

Celá problematika nosných soustav je značně rozsáhlá a mnohé záležitosti, v této práci uvedené jen v hrubých obrysech, by se daly podrobně probírat, jako např. výroba kompozitních součástí nebo naopak různé konstrukce historických kluzáků. Řečeno poněkud populárnějším jazykem, předkládaná práce by měla ukázat, co všechno se skrývá za takovým prvkem, kterým je křídlo kluzáku, jenž propůjčuje člověku možnosti striktně vyhrazené ptačím obyvatelům naší planety.

Z rozboru základních parametrů moderních kluzáků plyne, že výkony a charakteristiky v rámci jednotlivých tříd jsou celkem vyrovnané. Nejlepší srovnávaný kluzák 15metrové třídy se v hodnotách nejlepší klouzavosti skokově liší od hodnoty nejhoršího kluzáku 18metrové třídy, což je dáno vlivem indukovaného odporu, který závisí na štíhlosti. Ta se mění skokově mezi jednotlivými třídami. Hodnoty nejmenšího opadání spíše vykazují závislost na štíhlosti než závislost na plošném zatížení. Hodnoty nejmenšího opadání kluzáků 15metrové třídy jsou sice průměrně vyšší než hodnoty 18metrové třídy, ale nedošlo u nich k úplnému oddělení. Navzdory těmto výsledkům je potřeba podotknout, že získání přesných vstupních dat o výkonech většího množství kluzáků je dosti obtížné a že srovnávané parametry kluzáků (zde především štíhlost a plošné zatížení) nejsou jedinými vlivy na výkonnost kluzáků.

10. Seznam použité literatury

- [1] ČALKOVSKÝ A., PÁVEK J. *Konstrukce a pevnost letadel I*. Brno, 1986
- [2] PÍŠTĚK, A., GRÉGR, O., KAHÁNEK, V., BÖHM, R. *Pevnost a životnost letadel*, Brno, 1987
- [3] BROŽ, Václav. *Aerodynamika nízkých rychlostí*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1977
- [4] *Učebnice pilota 2006*. Praha: Svět křídel, 2006. ISBN-80-86808-28-29
- [5] ČSN 31 0001. *Letectví a kosmonautika – Terminologie*, Praha: Český normalizační institut, 2005 878 s.
- [6] POPELKA, Lukáš. *Vývoj leteckých profilů: Galerie vývoje leteckých profilů* [online] c2002, 2007 [cit. 2012-5-19]. Dostupné z: <http://airfoils.webpark.cz/gallery/gallery.html>
- [7] *AID Airfoil Investigation Database: EPPLER 636* [online] Poslední aktualizace únor 25. 2. 2012 [cit. 2012-5-19]. Dostupné z: <http://worldofkrauss.com/foils/1548>
- [8] Evropská agentura pro bezpečnost letectví. *Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu CS-23*. Konsolidované znění, 2003-2010. Dostupné z: http://www.caa.cz/download/pdf/CS-23_konsolidovane_Amdt_2+corr_CZ.pdf
- [9] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *O letadlech: Konstrukce křídla* [online] Poslední aktualizace únor 25.4. 2010. [cit. 2012-5-19]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/Konstrukcekridla.aspx>
- [10] VEJVODA, Ladislav, PLACHÝ, Jan. *Větroně na československém a českém nebi*. Cheb: Svět křídel, 2009. ISBN-978-80-86808-64-2
- [11] Let k. p. *Kusovník L13*. 4. vydání. Uherské Hradiště 1989
- [12] Evropská agentura pro bezpečnost letectví. *Certifikační specifikace kluzáky a motorové kluzáky CS-22*. Konsolidované znění, 2003-2009. Dostupné z: <http://www.caa.cz/legislative/certifikacni-specifikace>
- [13] Glasfaser-Flugzeug-Service GmbH. *The History of Glasflügel Segelflugzeugbau GmbH / Schlattstall* [online], [cit. 2012-5-19]. Dostupné z: <http://www.streifly.de/glasfluegel-e.htm>
- [14] JURAČKA, Jaroslav. *Návrh a konstrukce křídla z kompozitního materiálu*. Brno, 2001. Disertační práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství
- [15] Joint Stock Company “Sportinė Aviacija”. *Maintenance manual for the LAK-19 sailplane*. Pociunai (Litva), 2006. Dostupné z: <http://www.lak.lt/documentation/manuals.html>
- [16] KOLMAN, P. Jak se staví větroň, *AeroHobby*. 2009, roč. 6, č. 2, s. 13-15. ISSN 1214-4985
- [17] *Alexander Schleicher, Segelflugzeugbau* [online]. [cit. 2012-5-11]. Dostupné z: <http://www.alexander-schleicher.de/>
- [18] DG Flugzeugbau GmbH. *How a High-Performance Sailplane is Manufactured* [online], Bruchsal (Německo), [cit. 2012-5-23]. Dostupné z: <http://www.dg-flugzeugbau.de/flugzeug-bauen-e.html>
- [19] JÍRA, R. a kolektiv. *Aerodynamika a mechanika letu pro plachtaře*. Praha 1960, Naše vojsko.
- [20] POPELKA, Lukáš. Tuning: aneb rozličné prostředky řízení proudění ve službě zvýšení výkonů větroňů. *AeroHobby*. 2010, roč. 7, č. 5, s. 20-22. ISSN 1214-4985
- [21] World Gliding Championships. *Wikipedia: The Free Encyclopedia* [online]. Poslední změna 3. 5. 2012 [cit. 2012-5-18]. Dostupné z:

http://en.wikipedia.org/wiki/World_Gliding_Championships

- [22] University of Illinois at Urbana-Champaign, Department of Aerospace Engineering. *UIUC Airfoil Coordinates Database* [online]. c1995-2012 UIUC Applied Aerodynamics Group [cit. 2012-5-18]. Dostupné z: http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html#F
- [23] NACA duct. *Wikipedia: The Free Encyclopedia* [online]. Poslední změna 10. 5. 2012 [cit. 2012-5-18]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/NACA_duct
- [24] Design Office Bogumil Beres. *Diana – 2* [online]. c2006 [cit. 2012-5-18]. Dostupné z: http://www.beres.com.pl/index.php?option=com_content&task=blogsection&id=1&Itemid=6
- [25] Diana 2 Trailer. *Diana Sailplanes* [online]. c2006 [cit. 2012-5-18]. Dostupné z: <http://www.dianasailplanes.com/trailers.html>
- [26] JIRKA. *PolaryCZIL*. 2011-2012 [cit. 2012-5-21]. Dostupné z: www.lkka.cz/sport/docs/polaryczil.xls
- [27] Idaflieg e.V.: c/o Akademische Fliegergruppe München e.V. *IDA flieg* [online]. Garching (Německo)[cit. 2012-5-21]. Dostupné z: <http://www.idaflieg.de/>
- [28] Dick Johnson (glider pilot). *Wikipedia: The Free Encyclopedia* [online]. Poslední změna 19. 5. 2012[cit. 2012-5-18]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/Dick_Johnson_%28glider_pilot%29
- [29] HpH, spol. s r. o. *HpH Sailplanes* [online]. c2009 [cit. 2012-5-18]. Dostupné z: <http://www.hph.cz/>
- [30] Diana 2. *Diana Sailplanes* [online]. c2006 [cit. 2012-5-23]. Dostupné z: <http://www.dianasailplanes.com/pictures.html>
- [31] Post image.org: Free image hosting for forums. [online]. [cit. 2012-5-23]. Dostupné z: <http://postimage.org/image/85gb6qxt7/>
- [32] KUBRYNSKI, Krzystof, přeložil Pátek, Zdeněk. Nový polský větroň Diana-2. *AeroHobby*. 2007, roč. 4, č. 6, s. 10-12. ISSN 1214-4985
- [33] PÁTEK, Zdeněk. ASW 22. *AeroHobby*. 2008, roč. 5, č. 6, s. 14-19. ISSN 1214-4985
- [34] Ústav pro jazyk český Akademie věd ČR, v. v. i. *Internetová jazyková příručka* [online] ÚJČ AV ČR, v. v. i. c2008-2012. Dostupné z: <http://prirucka.ujc.cas.cz/>

11. Seznam použitých zkratk a symbolů

A.O.	– aerodynamická osa
AR	– štíhlost křídla
b	– rozpětí křídla
c	– hloubka profilu
c_0, c_1	– hloubka kořenového a koncového profilu
c_{SAT}	– střední aerodynamická tětíva
c_R, c_D, c_L, c_y	– součinitel výsledné aerodynamické síly, odporu, vztlaku a bočné síly
$c_{Lkř}$	– součinitel vztlaku křídla
c_{mx}, c_{my}, c_{mz}	– součinitel klonivého, klopivého a zatáčivého momentu
$c_{m0,25}$	– součinitel momentu ke čtvrtinovému bodu profilu
Δc_p	– rozdíl tlakového součinitele spodní a horní strany profilu
D	– odpor
E_c, E_f, E_m	– modul pružnosti kompozitu, vláken, matrice
f	– maximální prohnutí střední křivky profilu
f, f_{DOP}, f_{zv}	– součinitelem bezpečnosti, součinitel bezpečnosti zvyšující a zvýšený
F_a, F_s	– výsledná zrychlující síla, setrvačná síla
g	– tíhové zrychlení
G	– tíha letadla
G_m, G_n, G_t	– zatížení osamělými silami
K	– klouzavost
L	– vztlak
$L_{kř}$	– vztlak křídla
m_x, m_y, m_z	– součinitel momentu klonivého, zatáčivého a klopivého
$m_{z0,25}$	– součinitel momentu vztažený ke čtvrtinovému bodu
$(m_{z0})_k$	– součinitel momentu křídla při nulovém vztlaku
m_{zk}	– součinitel klopivého momentu křídla
M_f, M_m	– hmotnostní podíl vláken, matrice
n	– provozní násobek obratu
n_v	– provozní násobek zatížení
p	– tlak, měrný tlak
q	– dynamický tlak
q_T	– měrná tíha
r	– poloměr náběžné hrany
R^2	– koeficient spolehlivosti
R	– výsledná aerodynamická síla
R_V	– výsledná vzdušná síla
Re	– Reynoldsovo číslo
S	– vztažná plocha, půdorysná plocha křídla
SAT	– střední aerodynamická tětíva
t, t_{max}	– maximální tloušťka profilu
T	– tah
$V_A, V_B, V_C,$ V_D, V_F	– návrhová rychlost obrátová, poryvová, cestovní, – maximální rychlost strmého letu, maximální rychlost s vysunutými klapkami
V_{SO}, V_{S1}	– pádová rychlost v přistávací konfiguraci a v obecné konfiguraci
V_{SF}	– pádová rychlost při plně vysunutých vztlakových klapkách a při maximální hmotnosti
V_T, V_W	– návrhová rychlost v aerovleku, návrhová rychlost při vzletu navijákem
V_{NE}	– maximální nepřekročitelná rychlost

V_{∞}	– rychlost nenarušeného proudu
V_c, V_f, V_m	– hmotnost kompozitu, vláken, matrice
V_x, V_y	– vodorovná složka rychlosti, rychlost klesání
V_f, V_m	– objemový podíl vláken, matrice
x_t	– poloha maximální tloušťky profilu
x_f	– poloha maximálního prohnutí střední křivky profilu
Y	– bočná síla
α	– úhel náběhu
α_a	– místní úhel náběhu
α_o	– úhel nulového vztlaku profilu
α_k, α_{ko}	– úhel náběhu křídla, úhel nulového vztlaku křídla
α_z	– úhel relativní polohy profilu
δ	– efektivní zkroucení
θ	– úhel klouzání
λ	– zúžení
ρ	– hustota vzduchu
$\rho_c, \rho_f, \rho_m,$	– hustota kompozitu, vláken, matrice
τ	– úhel odtokové hrany
Γ	– úhel vzepětí
Δ	– úhel šípu křídla

12. Seznam příloh

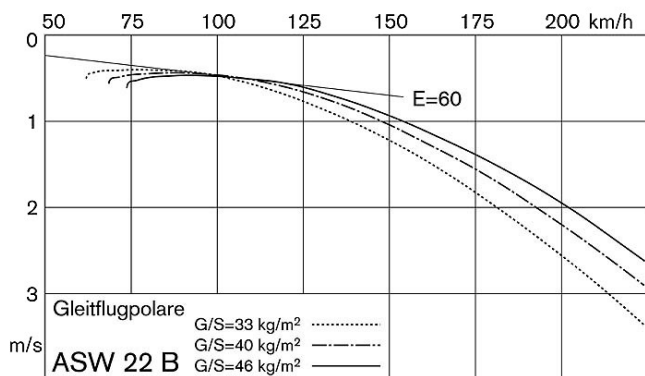
SZD 56-2 Diana 2, Schleicher ASW22 BLE 50R.....	I
Rozbor základních parametrů moderních kluzáků.....	III
Zakončení křídel.....	IX
Brzdící klapky.....	X
Spojení křídla k trupu.....	XI

SZD 56-2 Diana 2, Schleicher ASW22 BLE 50R

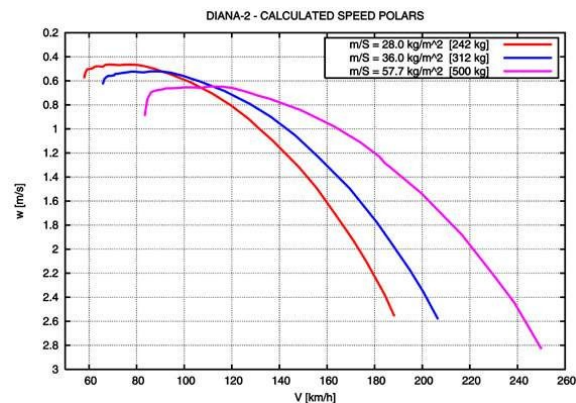
Informace k těmto kluzákům jsou převzaty od výrobců [24], [17], není-li uvedeno jinak.

		Diana 2	ASW 22 BLE 50R	
třída		15metrová	volná	
rozpětí	m	15	26,58	25
min. plošné zatížení	kg/m ²	28	37	
max. plošné zatížení	kg/m ²	57,9	48,6	49,7
max. rychlost	km/h	277	275	
min. rychlost	km/h	60		
prázdná hmotnost	kg	185	560	550
max. vzletová hmotnost	kg	500	810	
vodní zátěž	l	240	180	
plocha křídel	m ²	8,64	16,688	16,31
štíhlost	-	26	42,336	38,32
nejlepší klouzavost	-	> 50	62	60
rychlost nejlepšího klouzání	km/h		95	
nejmenší opadání	m/s	0,45	0,44	
poznámka		klouzavost je pouze vypočtená	verze se zatažitelným motorem	

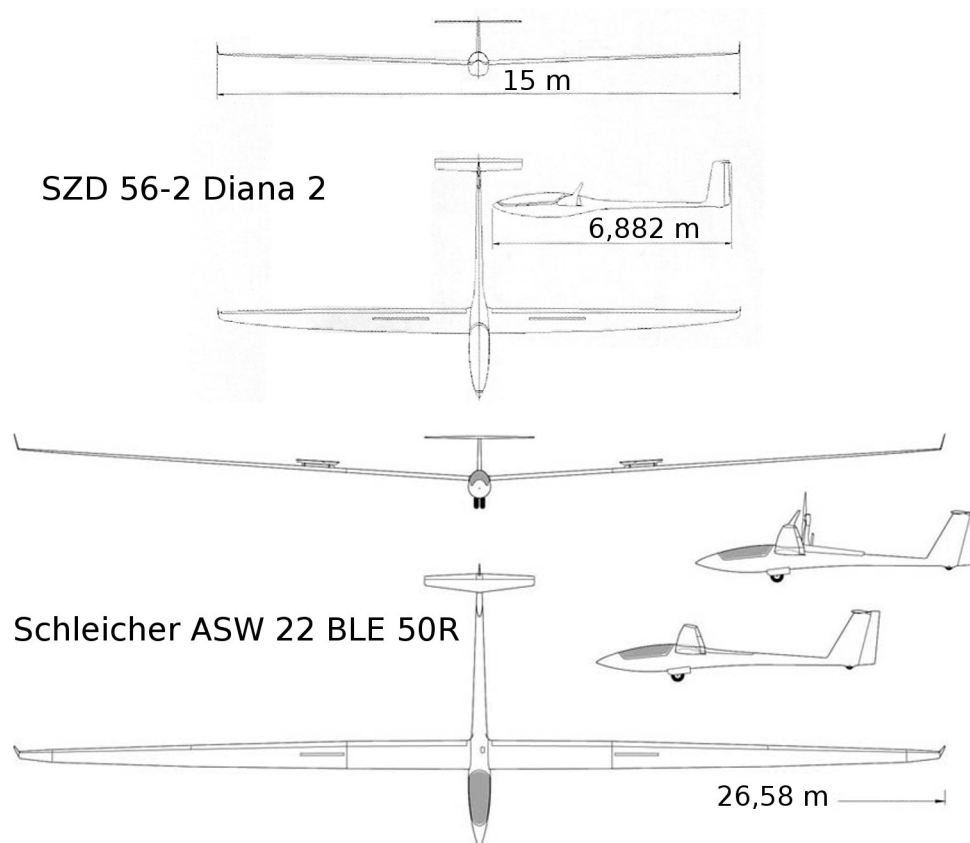
Tabulka 3: Parametry vysokovýkonných větroňů odlišných tříd



Obr. 52: Rychlostní polára ASW 22B pro různé hmotnosti.



Obr. 51: Rychlostní polára Diana 2 pro různé hmotnosti (nejmenší je červená odpovídající hmotnosti pilota 57 kg)



Obr. 53: Schémata vysokovýkonných větroňů ve stejném měřítku



Obr. 54: SZD 56-2 Diana2, [30]



Obr. 55: Schleicher ASW 22, [31]

Rozbor základních parametrů moderních kluzáků

Zvýraznění: minimum ve třídě, celkové minimum, maximum ve třídě, celkové maximum.

		ASG-29	ASW-27B	Discus 2a	HpH 304cz	LAK-17B	Ventus 2c	průměrná hodnota
rozpětí	m	15	15	15	15	15	15	
min. plošné zatížení	kg/m ²	40,22	38,33	32,68	35,43	38,13	34,64	36,57
max. plošné zatížení	kg/m ²	59,78	55,56	51,67	45,55	59,91	54,29	54,46
max. rychlost	km/h	270	285	250	250	270	285	268
min. rychlost	km/h	84	81	79	73	83	78	80
prázdná hmotnost	kg	285	255	242	260	260	245	258
prázdná hmotnost + pilot	kg	370	345	332	350	350	335	347
max. vzletová hmotnost	kg	550	500	525	450	550	525	517
vodní zátěž	kg	202	190	200	115	190	200	183
plocha křidel	m ²	9,2	9	10,16	9,88	9,18	9,67	9,52
štíhlost	-	24,46	25,00	22,15	22,77	24,51	23,27	23,69
nejlepší klouzavost	-	46,6	46,3	43,6	41,7	44,9	46,1	44,9
rychlost nejlepšího klouzání	km/h	128	122	126	113	125	129	124
nejmenší opadání	m/s	0,58	0,58	0,59	0,6	0,58	0,55	0,58
rychlost při nejmenším opadání	km/h	90	90	85	82,5	89	86	87

Tabulka 4: Kluzáky 15metrové třídy, [25]

		ASG-29	-	Discus 2c	HpH 304s	LAK-17B	Ventus 2cxa	Průměrná hodnota
rozpětí	m	18		18	18	18	18	
min. plošné zatížení	kg/m ²	36,19		33,10	33,87	34,88	35,81	34,77
max. plošné zatížení	kg/m ²	57,14		49,74	50,80	58,14	54,40	54,04
max. rychlost	km/h	270		280	280	270	285	277
min. rychlost	km/h	80		78	75	78	78	78
prázdná hmotnost	kg	295		286	310	270	305	293
prázdná hmotnost + pilot	kg	380		376	400	360	395	382
max. vzletová hmotnost	kg	600		565	600	600	600	593
vodní zátěž	kg	202		200	250	230	200	216
plocha křidel	m ²	10,50		11,36	11,81	10,32	11,03	11,00
štíhlost	-	30,86		28,52	27,43	31,40	29,37	29,52
nejlepší klouzavost	-	51,4		48,6	51,1	49,1	50,3	50,1
rychlost nejlepšího klouzání	km/h	119		119	110	123	117	118
nejmenší opadání	m/s	0,49		0,52	0,57	0,5	0,49	0,51
rychlost při nejmenším opadání	km/h	85		85	70	85	85	82

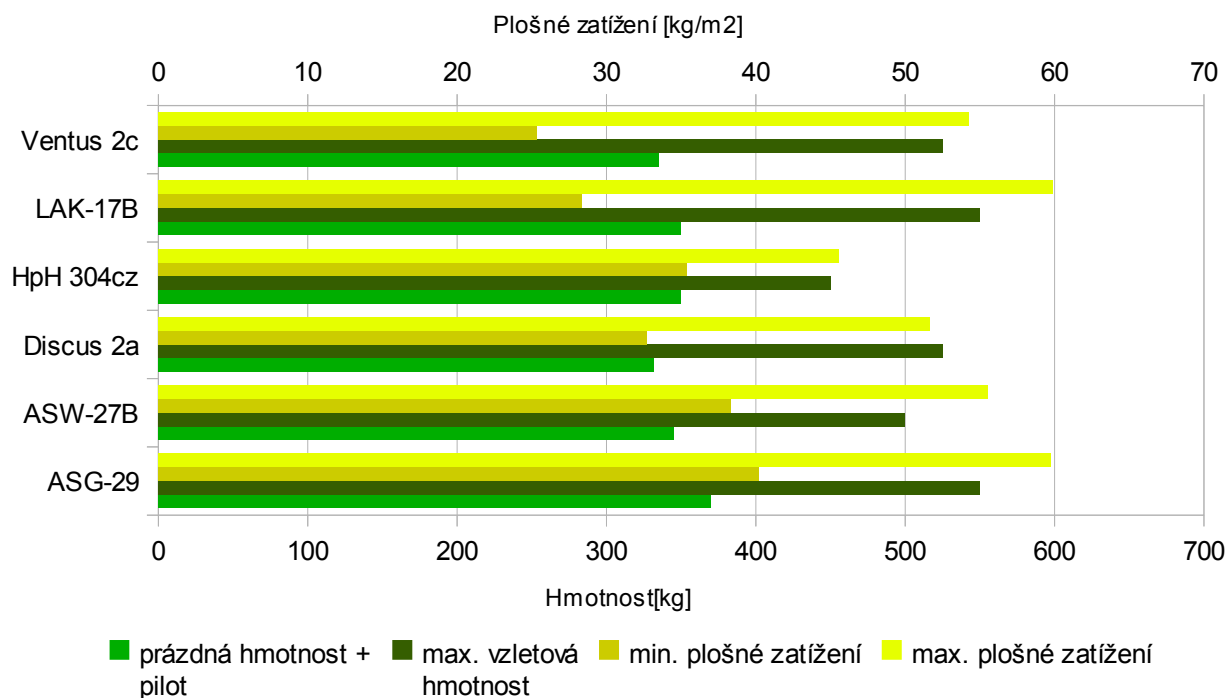
Tabulka 5: Kluzáky 18metrové třídy, [25]

		ASW-22BLE
rozpětí	m	26,58
min. plošné zatížení	kg/m ²	42,55
max. plošné zatížení	kg/m ²	50,93
max. rychlost	km/h	275
min. rychlost	km/h	80
prázdná hmotnost	kg	620
prázdná hmotnost + pilot	kg	710
max. vzletová hmotnost	kg	850
vodní zátěž	kg	180
plocha křidel	m ²	16,69
štíhlost	-	42,34
nejlepší klouzavost	-	62,2
rychlost nejlepšího klouzání	km/h	109
nejmenší opadání	m/s	0,42
rychlost při nejmenším opadání	km/h	90

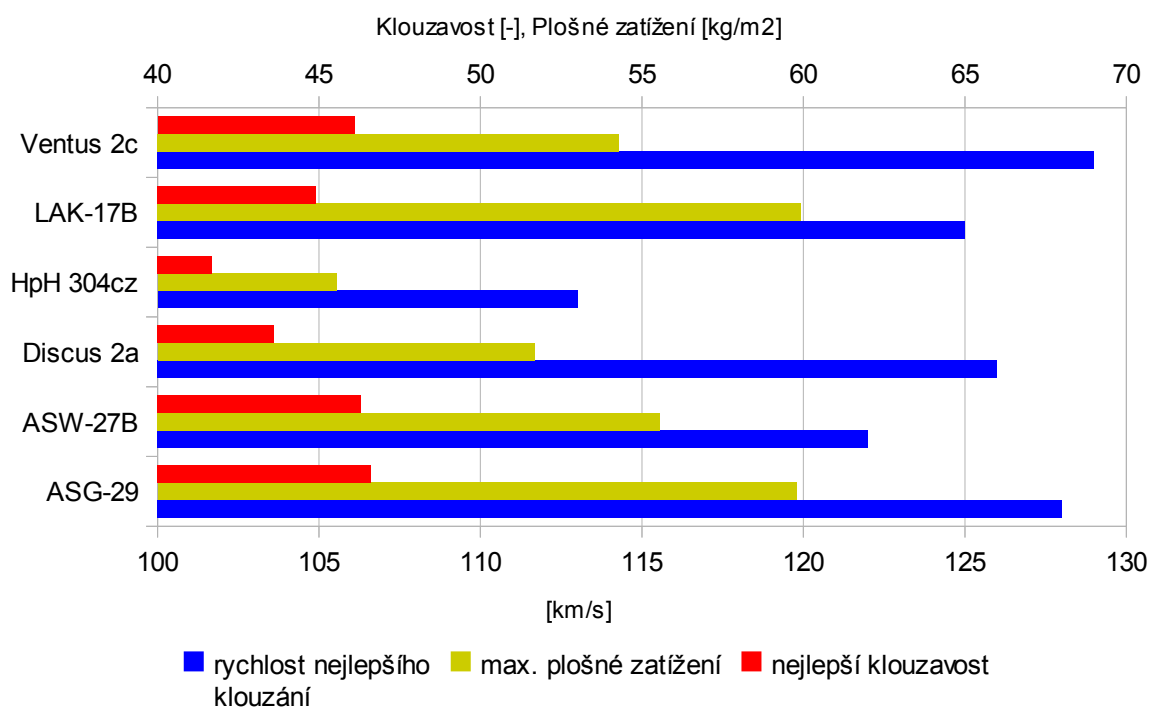
Tabulka 6: Kluzák volné třídy, [25]

Kluzáky 15metrové třídy

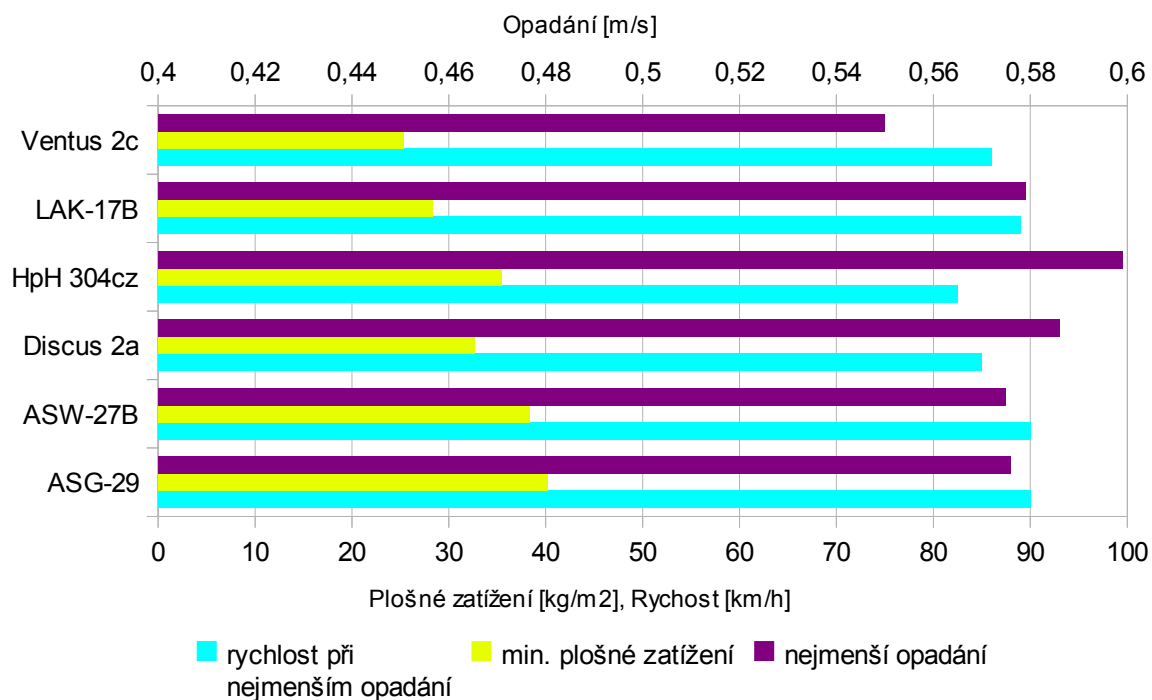
Graf 1: Hmotnosti a plošné zatížení (15 m)



Graf 2: Klouzavost a odpovídající rychlost (15 m)

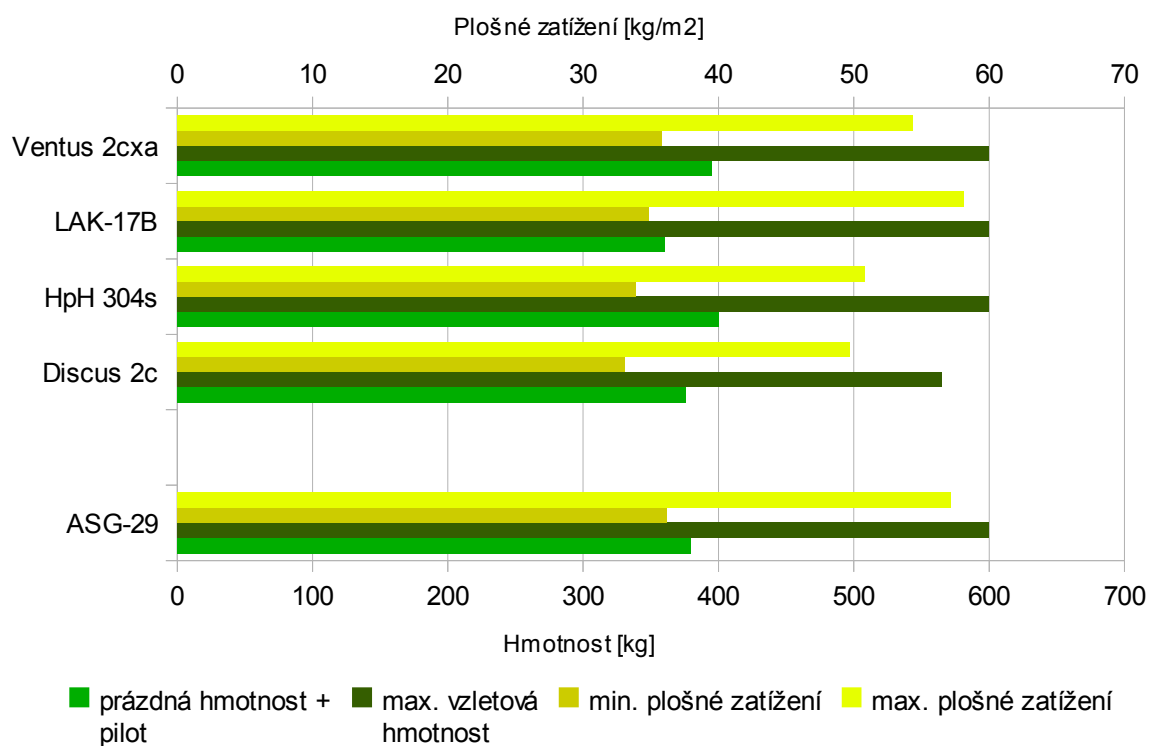


Graf 3: Nejmenší opadání a odpovídající rychlost (15 m)

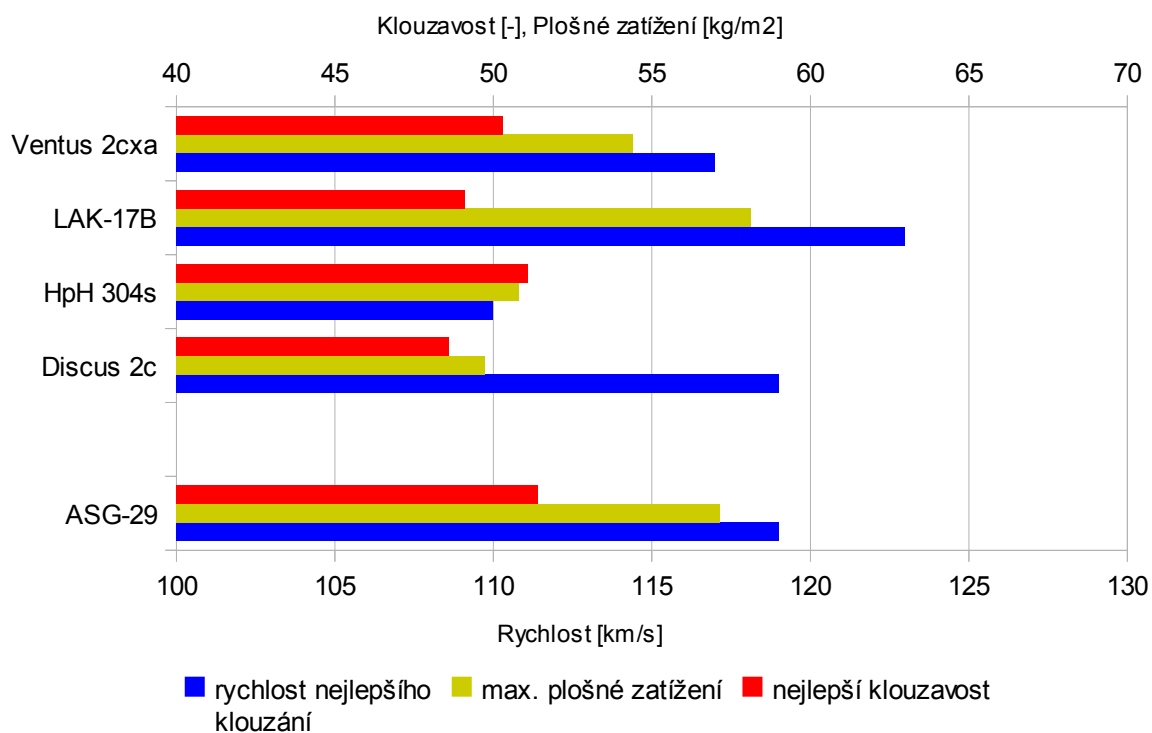


Kluzáky 18metrové třídy

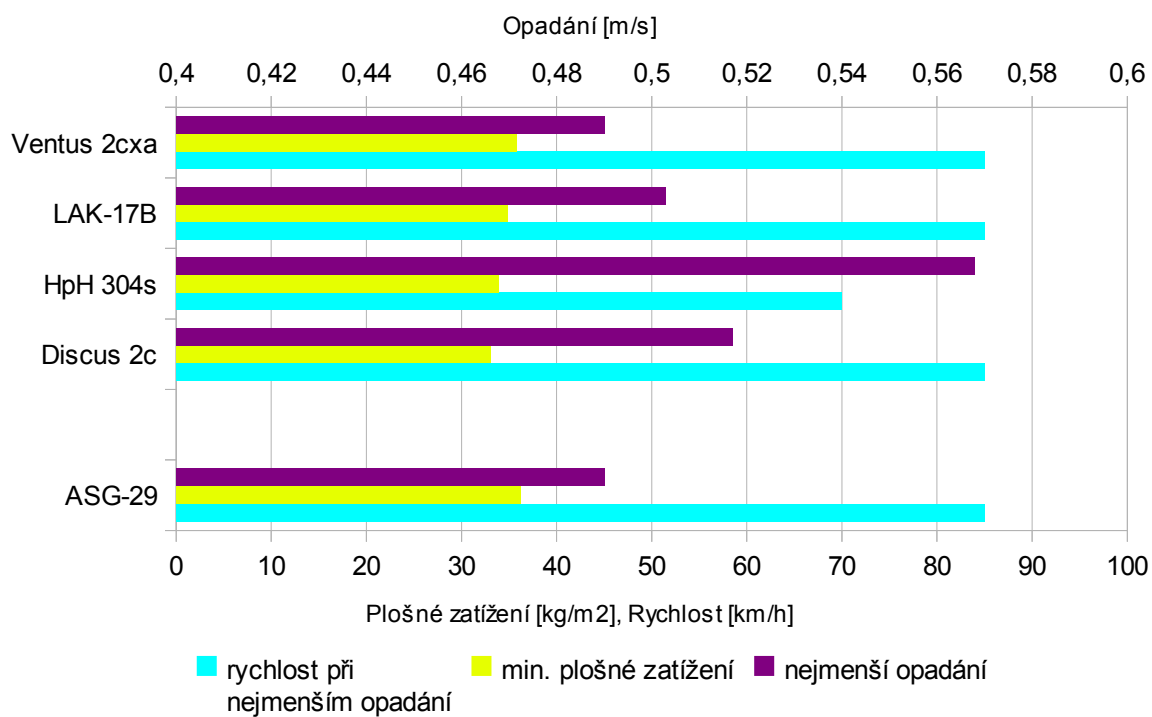
Graf 4: Hmotnosti a plošné zatížení (18 m)



Graf 5: Klouzavost a odpovídající rychlost (18 m)

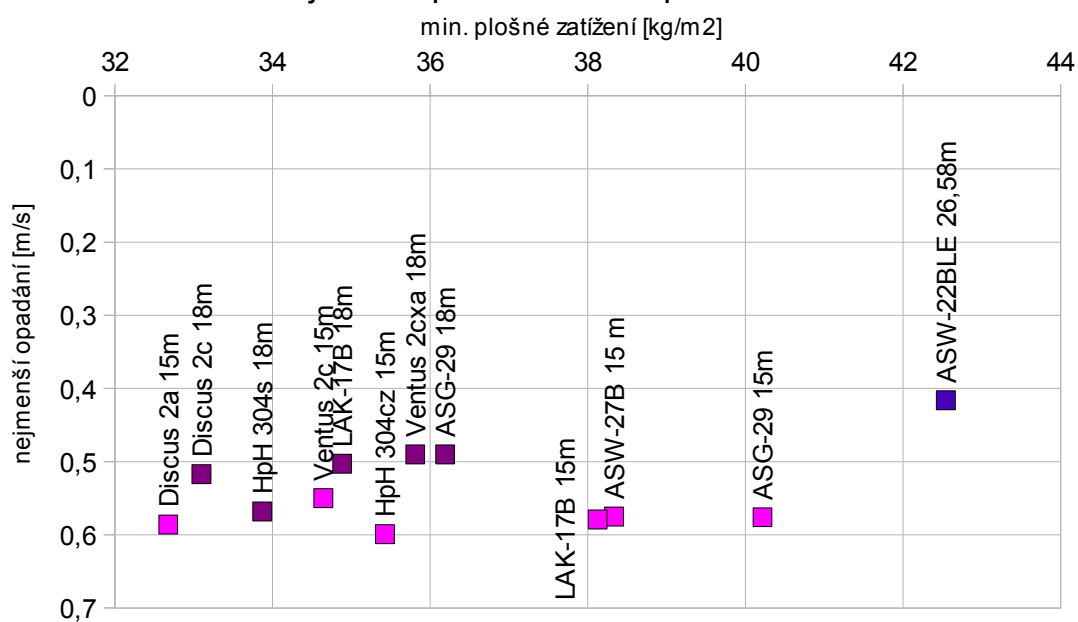


Graf 6: Nejmenší opadání a odpovídající rychlost (18 m)

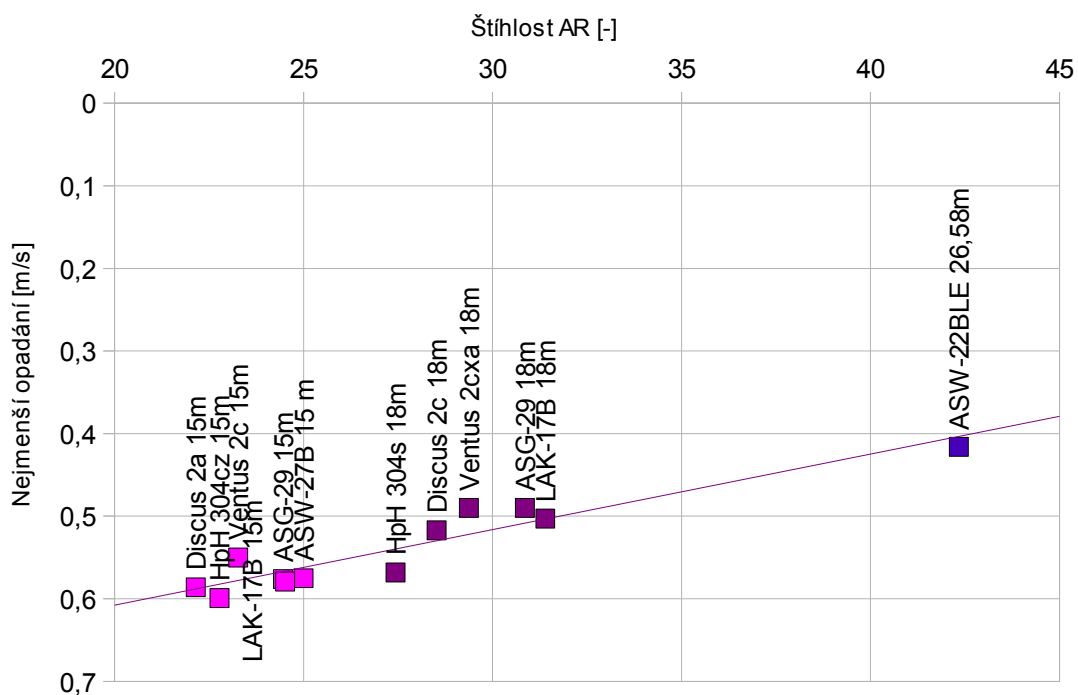


Kluzáky všech tříd

Graf 7: Nejmenší opadání vs. min. plošné zatížení



Graf 8: Nejmenší opadání vs. štíhlost

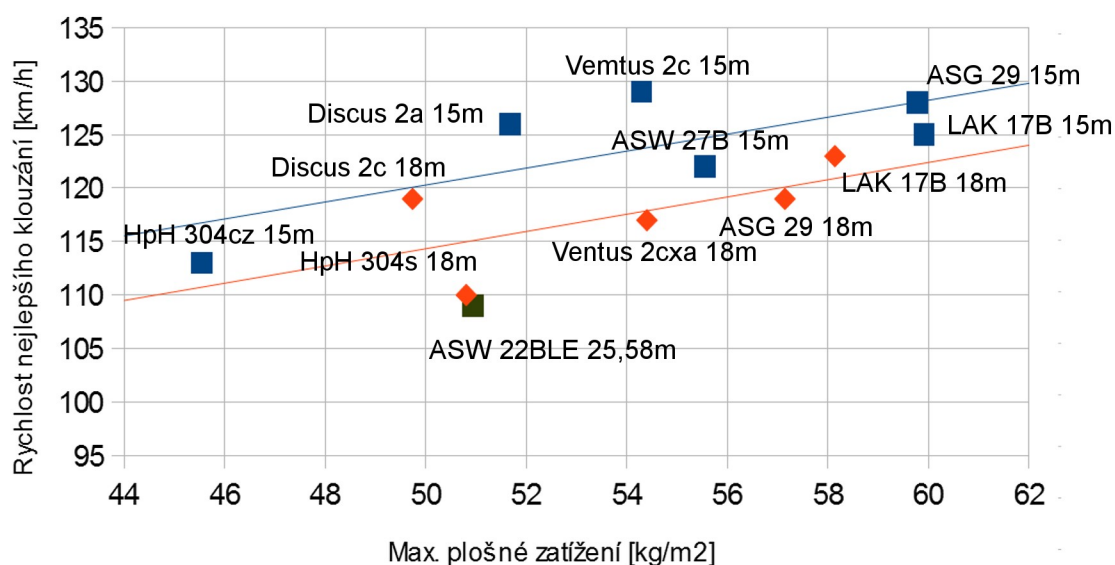


Společná rovnice regresní přímky a koeficient spolehlivosti:

$$(nejmenší\ opadání) = 0,009 \cdot AR + 0,790$$

$$R^2 = 0,879.$$

Graf 9: Rychlost nejlepšího klouzání vs. max. plošné zatížení



■ 15metrová třída

◆ 18metrová třída

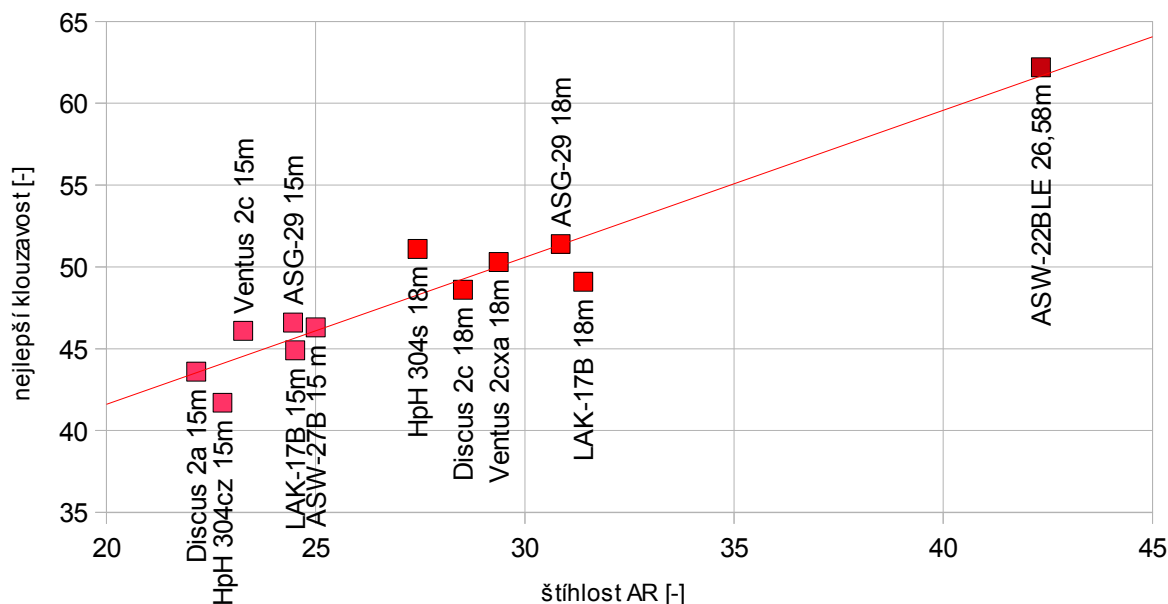
■ volná třída

Rovnice regresních přímek a koeficienty spolehlivosti:

■ $(\text{rychlost nejlepšího klouzání}) = 0,79 \cdot (\text{max. plošné zatížení}) + 80,65$ $R^2 = 0,539,$

◆ $(\text{rychlost nejlepšího klouzání}) = 0,81 \cdot (\text{max. plošné zatížení}) + 73,99$ $R^2 = 0,397.$

Graf 10: Nejlepší klouzavost vs. štíhlost



Společná rovnice regresní přímky a koeficient spolehlivosti:

$$K = 0,9 AR + 23,62 \quad R^2 = 0,914,$$

kde K – klouzavost, AR – štíhlost.

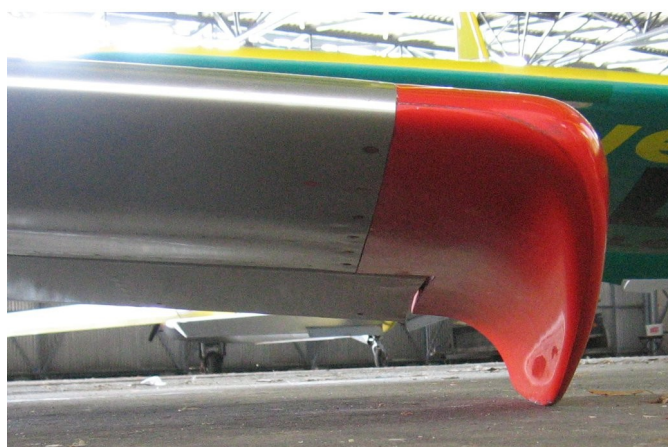
Zakončení křídel



VSO-10 Gradient



Z-25 Šohaj



L-23 Super Blaník



L-23 Super Blaník

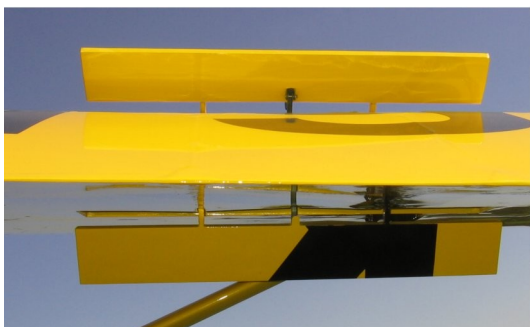


L-13 Blaník



HpH 304c [29]

Brzdící klapky

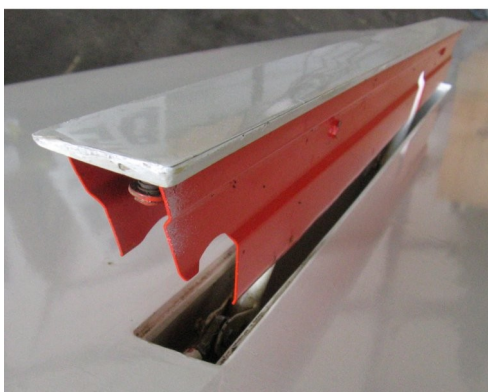


Z-24 Krajánek



Z-25 Šohaj

HpH304c [29]
dvojitá brzdící klapka



VSO-10 Gradient



Spojení křídla k trupu



Z-25 Šohaj
centroplán při pohledu zezadu



LF-107 Luňák
závěs křídla



VT-116 Orlík
(z přepravních důvodů
jsou svázána táhla)

centroplán



čepy

levé křídlo



pravé křídlo

